



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

**LETECKÝ ÚSTAV**

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**JEDNOPÁKOVÉ SYSTÉMY OVLÁDÁNÍ PÍSTOVÉ  
POHONNÉ JEDNOTKY**

SINGLE LEVER CONTROL SYSTEM OF PISTON ENGINE WITH PROPELLER

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

BACHELOR'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

Roman Gröger

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

BRNO 2019



## Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: Roman Gröger  
Studijní program: Strojírenství  
Studijní obor: Základy strojírenského inženýrství  
Vedoucí práce: Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.  
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

### Jednopákové systémy ovládání pístové pohonné jednotky

#### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Systém ovládání pístového leteckého motoru se stavitelnou vrtulí vytváří zvýšené nároky na pilota. V současnosti je trendem vytvářet automatizované systémy, které veškeré ovládání integrují do jediné ovládací páky. Úkolem této práce je vytvoření rešerše systémů jednopákového ovládání, které jsou na trhu, s rozбором výhod a nevýhod nalezených řešení.

#### Cíle bakalářské práce:

- 1) Popsat principy práce pístového motoru se stavitelnou vrtulí.
- 2) Vymezit regulační veličiny nezbytné pro nastavování parametru pohonné jednotky.
- 3) Rešerše v současnosti dostupných systémů jednopákového ovládání s důrazem na způsoby indikace nastaveného výkonu pohonné jednotky.
- 4) Rozbor problémů v rozhraní člověk stroj při jednopákovém ovládání motoru.

#### Seznam doporučené literatury:

ADAMEC, J.: Letadlové motory/Praha: Corona, 2008. Vyd. 2., ISBN 978-80-86116-54-9.

KOCÁB, J.: Letadlové motory/Praha: Kant, 2000. 1. vyd 176 s. ISBN 80-902914-0-6.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## ABSTRAKT

Tato bakalářská práce popisuje práci letadlových pístových pohonných jednotek a jednopákové systémy jejich ovládání. V první části jsou popsány charakteristiky pístových motorů a jejich regulační veličiny. Druhá část popisuje práci pístových motorů se stavitelnou vrtulí. Třetí a čtvrtá část pojednává o jednopákových systémech ovládání pístové pohonné jednotky, uvádí jejich porovnání a možné problémy vznikající při jejich ovládání.

## KLÍČOVÁ SLOVA

letadlová pístová pohonná jednotka, pístový motor, stavitelná vrtule, jednopákový systém, FADEC, ECU

## ABSTRACT

This bachelor thesis deals with the description of the work of aircraft piston power plants and single-lever control systems. The first part describes the characteristics of piston engines and their indicators. The second part describes the work of piston engines with variable-pitch propeller. The third and fourth part deals with single-lever control systems of piston power plant, their comparison and possible problems of their control.

## KEYWORDS

aircraft piston power plant, piston engine, variable-pitch propeller, single-lever system, FADEC, ECU



## BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

GRÖGER, Roman. *Jednopakové systémy ovládání pístové pohonné jednotky* [online]. Brno, 2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/117600>.  
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav.  
Vedoucí práce Miroslav Šplíchal.





# ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma *Jednopákové systémy ovládání pístové pohonné jednotky* vypracoval samostatně pod vedením Ing. Miroslava Šplíchala, Ph.D. Vycházel jsem z odborné literatury a ze zdrojů uvedených v seznamu na konci práce.

V Brně dne 21. 5. 2019

.....

Roman Gröger



## PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych chtěl poděkovat vedoucímu Ing. Miroslavu Šplíchalovi, PhD, za rady a konzultace poskytnuté při tvorbě bakalářské práce. Dále pak chci poděkovat své rodině za podporu při studiu na VUT.



# Obsah

Úvod.....	15
1 Principy sledování výkonu pístových motorů .....	16
1.1 Charakteristiky pístového motoru .....	16
1.1.1 Vnější otáčková charakteristika motoru .....	17
1.1.2 Výšková charakteristika motoru .....	17
1.2 Pístové motory a jejich regulační veličiny .....	19
1.2.1 Zážehové motory .....	19
1.2.2 Vznětové motory .....	22
2 Práce pístového motoru se stavitelnou vrtulí .....	25
2.1 Stavitelná vrtule .....	25
2.1.1 Spojení pístového motoru s vrtulí konstantních otáček.....	25
2.2 Ovládání pístového motoru s vrtulí konstantních otáček .....	27
3 Systémy jednopákového ovládání letadlového pístového motoru.....	29
3.1 Přehled existujících systémů .....	31
3.1.1 Austro Engine .....	32
3.1.2 Continental Motors .....	35
3.1.3 SMA Engines.....	36
3.1.4 Rotax a Stock Flight Systems .....	39
3.1.5 Lycoming.....	42
3.2 Porovnání systémů jednopákového ovládání .....	45
4 Problémy při ovládání jednopákových systémů .....	47
4.1 Nouzové postupy.....	47
4.2 Lidský faktor .....	47
Závěr .....	49
Seznam použité literatury .....	51
Seznam zkratk .....	55



# Úvod

Pístové motory jsou používány v kombinaci s vrtulí jako pohonná jednotka letadel již od počátku letectví. Nicméně v období po konci druhé světové války, ve které pístové pohonné jednotky dosáhly svého vrcholu, byly postupně nahrazovány motory pracujícími na principu spalovací turbíny. Hlavní doménou pístových motorů se pak stala oblast všeobecného letectví, kde jsou používány motory menších výkonů, které jsou levnější a než obdobně výkonné turbovrtulové motory.

Pístové motory používané ve všeobecném letectví se v druhé polovině minulého století příliš neměnily. Nejčastěji byly používány zážehové motory. Ovládání těchto motorů spojených se stavitelnou vrtulí, ke kterému slouží ve většině případů tři páky, zůstalo také stejné. Tento způsob ovládání pohonné jednotky klade na pilota vyšší nároky a při špatném postupu může vést k poškození motoru, případně snížení jeho životnosti, nebo ve výsledku k jeho selhání a zničení.

Další vývoj nastal na konci dvacátého století, kdy se výrobci letadlových pístových motorů inspirovali pokroky ve vývoji automobilových motorů, konkrétně elektronikou sloužící k jejich řízení. Tento vývoj umožnil integrování celého ovládání pohonné jednotky do jediné páky. Ovládání se pak označuje jako jednopákový systém ovládání pohonné jednotky, název vychází z anglického označení single-lever power control (SLPC) systém. Správný český název by měl být spíše sdružené ovládání pístové pohonné jednotky, jelikož tento systém sdružuje více ovládacích prvků do jednoho. Nicméně dále v práci bude používán předchozí termín, jelikož je v názvu práce a lépe vystihuje funkci těchto systémů, případně zkrácený termín, jednopákové systémy.

Tato bakalářská práce má za úkol popsat jednopákové systémy, také uvést základní vlastnosti pístových motorů a jejich spojení se stavitelnou vrtulí.

V první kapitole je obecně popsáno chování pístových motorů v závislosti na okolních podmínkách, jehož účelem je přiblížit vlastnosti pístových motorů. V druhé části kapitoly jsou uvedeny základní popisy fungování zážehových a vznětových motorů. U každého z typů jsou následně uvedeny regulační veličiny sloužící k nastavování těchto motorů.

Druhá kapitola se zabývá spojením pístového motoru se stavitelnou vrtulí a důvody použití těchto vrtulí. Také jsou zde popsány principy funkce vrtule konstantních otáček a ovládání pohonné jednotky s touto vrtulí.

Třetí kapitola pojednává o systémech jednopákového ovládání pohonné jednotky, je zde popsáno obecné složení těchto systémů a vypracován přehled dostupných řešení od výrobců letadlových motorů a přístrojů. Tyto systémy jsou pak dále popsány a v závěru porovnány.

Polední část práce se zabývá problémy, které vznikají u systémů jednopákového ovládání ve vztahu k člověku.

# 1 Principy sledování výkonu pístových motorů

Jedna ze dvou hlavních součástí vrtulové pohonné jednotky je pístový motor. Hlavním účelem pístového motoru vytvářet mechanickou energii pro pohon vrtule, tedy vytvářet krouticí moment, který pohání vrtuli. Všechny typy pístových motorů lze popsat jako tepelné stroje, které přeměňují tepelnou energii na mechanickou práci. Tepelná energie pak dodávána spalováním palivové směsi, která je tvořena palivem a vzduchem, v uzavřeném prostoru neboli válci. Zapálení palivové směsi ve válci způsobí rozpínání plynu, to působí tlakem na píst a uvede ho do pohybu. Translační pohyb pístu je pak převáděn pomocí klikového hřídele na rotační, a vytváří zde krouticí moment. [2]

Pístové motory pracují v určitých pracovních režimech, ty slouží k označení aktuálního výkonu motoru. Používané režimy jsou [1]:

- *jmenovitý režim (maximální trvalý)*: V tomto režimu produkuje motor nejvyšší dlouhodobě využitelný výkon motoru (jmenovitý výkon) a to při jmenovitých otáčkách a ve jmenovité výšce.
- *maximální (vzletový režim)*: Motor v tomto režimu produkuje výkon odpovídající 110 až 120% jmenovitého výkonu, ale pouze v časově omezeném intervalu (řády minut). Tento režim se nemusí vyskytovat u všech motorů, u některých je maximální výkon roven jmenovitému.
- *cestovní režim*: V tomto režimu motor produkuje mezi 60 až 90 % jmenovitého výkonu.

## 1.1 Charakteristiky pístového motoru

Pístové motory lze následně rozdělovat z mnoha hledisek, rozdíly mezi vznětovými a zážehovými motory jsou uvedeny dále v práci. Nicméně všechny tyto motory mají podobné chování při změnách jejich pracovních podmínek, jako je změna otáček, výška letu a další. V závislosti na těchto podmínkách se u motorů sledují nejčastěji následující veličiny [1]:

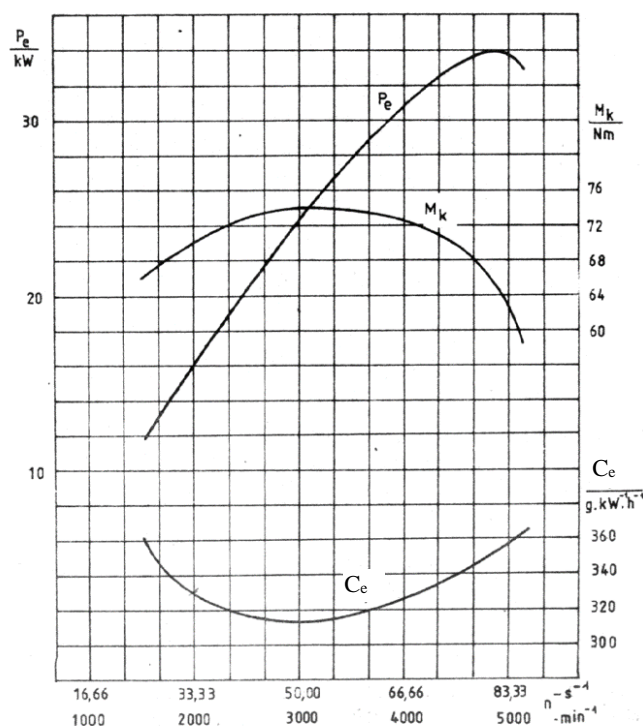
- *Efektivní výkon motoru  $P_e$  [kW]*, udávající skutečný výkon motoru se započtením ztrát. Často také bývá uváděn v koňských silách [HP], a to hlavně u výrobců z USA.
- *Efektivní měrná spotřeba paliva  $C_e$  [kg.kW<sup>-1</sup>.h<sup>-1</sup>]*, která udává kolik kilogramů paliva za hodinu je spotřebováno na vyprodukování efektivního výkonu o hodnotě 1 kW. Podle této hodnoty lze určit jak je v daném režimu motor účinný, neboli čím nižší je hodnota  $C_e$  tím lépe.

Dané závislosti se pak označují jako charakteristiky motoru, ty jsou unikátní pro každý motor. V následující části jsou uvedeny obecné průběhy těchto charakteristik, které souží primárně jako ukázka chování motorů. Charakteristik existuje několik druhů, z nichž jsou zde uvedeny vnější otáčková a výšková, v následující kapitole je pak uvedena celková charakteristika motoru. [1]



### 1.1.1 Vnější otáčková charakteristika motoru

Vnější charakteristika motoru obr. 1.1, udává závislost efektivního výkonu  $P_e$ , krouticího momentu  $M_k$  a efektivní měrné spotřeby  $C_e$  na otáčkách motoru  $n$  při plně otevřené škrticí klapce. Z grafu je patrné, že výkon motoru roste s jeho otáčkami, až do maximálních otáček motoru, při nichž motor produkuje maximální výkon. Z křivky efektivní měrné spotřeby je pak vidět, že maximální účinnosti motor dosahuje v blízkosti maximálního krouticího momentu, nikoliv výkonu.[1]



Obr. 1.1 Vnější charakteristika nepřepřehnaného vznětového motoru, upraveno dle [24]

### 1.1.2 Výšková charakteristika motoru

Výšková charakteristika popisuje, jak se mění efektivní výkon motoru v závislosti na výšce letu. S rostoucí výškou letu klesá okolní tlak vzduchu a s ním se snižuje i hustota nasávaného vzduchu, který se dostane do válce. Kromě tlaku má na hustotu vliv i teplota nasávaného vzduchu. [1]

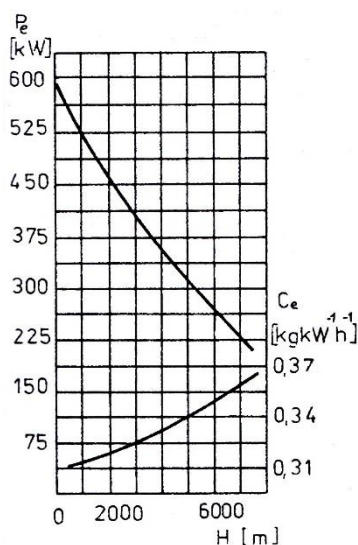
Aby docházelo ve válci k správnému spalování palivové směsi, musí být palivo a vzduch ve správném poměru. Pro případ ideálního smísení paliva se vzduchem se jedná o stechiometrický poměr, který vychází z rovnice spalování paliva a liší se tedy podle druhu použitého paliva. V reálném motoru však k ideálnímu promísení nedochází, úroveň promísení je zde dána hlavně způsobem jakým se mísí palivo se vzduchem a kde k tomuto míšení dochází. Z toho plyne, že ne všechny kyslík obsažený v nasátem vzduchu se účastní chemické reakce. Poměr hmotnosti přivedeného vzduchu  $m_v$  ku teoretické hmotnosti  $m_{vtech}$  vycházející ze stechiometrického poměru, se nazývá součinitel přebytku vzduchu  $\lambda$ . [2]

$$\lambda = \frac{m_v}{m_{vstech}}$$

Pokud je  $\lambda > 1$ , tak se směs nazývá chudá, protože po spálení ve výfukových plynech zůstává nevyužitý kyslík. [1]

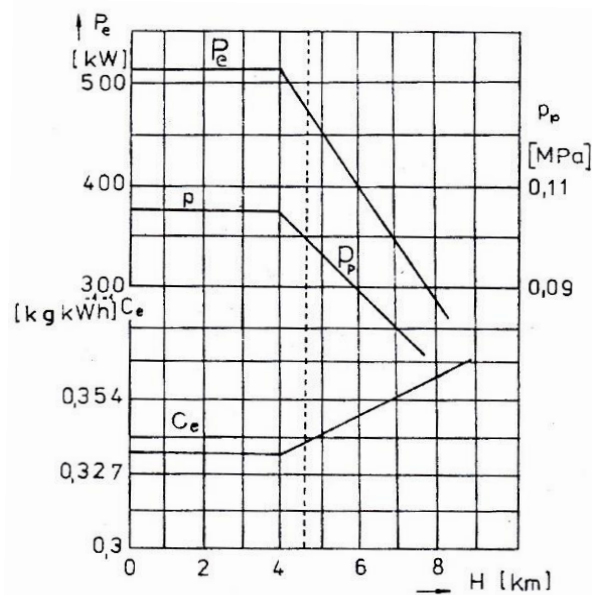
V opačném případě při  $\lambda < 1$  se jedná o směs bohatou, kdy se ve spalínách vyskytuje nespálené palivo. [1]

Pokud tedy klesá hmotnost vzduchu, který se dostává do válce, klesá i množství spáleného paliva, a tedy se snižuje výkon motor. Tento pokles výkonu a zároveň zvýšení měrné spotřeby je vidět na obr. 1.2. Tento průběh změny výkonu platí pro nepřehřívované motory. [1]



Obr. 1.2 Výšková charakteristika nepřehřívovaného motoru [1]

Pro odstranění problému klesajícího výkonu s výškou se u některých motorů používají dmychadla, která zvyšují tlak vzduchu vstupujícího do motoru a tím pádem i jeho hmotnost. Problémem je, že vzduch stlačený v dmychadle se ohřívá, čímž zvětšuje svůj objem a tím pádem se dostává do válce vzduch o nižší hmotnosti. Proto je sání motoru často vybaveno mezichladičem, který stlačený vzduch ochladí. Pro pohon dmychadla je pak možno použít převod z klikového hřídele nebo turbínu poháněnou výfukovými plyny, kde se celek nazývá turbodmychadlo. Dmychadla lze také rozdělit podle toho, zda zvyšují plnicí tlak nad standardní atmosférický při hladině moře, nebo pouze kompenzují úbytek tlaku s rostoucí výškou a plnicí tlaku udržují na hodnotě tlaku při hladině moře. [1]



Obr. 1.3 Výšková charakteristika motoru přepřehovaného turbodmychadlem [1]

Na obr. 1.3 je vidět jak vypadá výšková charakteristika motoru přepřehovaného turbodmychadlem. Do určité výšky je turbodmychadlo schopno udržovat plnicí tlak  $p_p$  na hodnotě jmenovitého tlaku a tím udržovat konstantní výkon motoru.

Po dosažení tzv. kritické výšky, konkrétně na obr. 1.3 do čtyř kilometrů, kde již není turbodmychadlo schopno udržet jmenovitý plnicí tlak, dochází k poklesu výkonu jako u nepřepřehovaného motoru.

## 1.2 Pístové motory a jejich regulační veličiny

Výše uvedené charakteristiky udávají, jaký výkon má letadlový motor při určitých podmínkách. Výkon pístového motoru nebývá v letadlech bez řídicí jednotky a potřebné elektroniky zobrazován přímo. Pilot v těchto případech určuje pomocí údajů zobrazených na indikátorech v kokpitu. Kromě veličin sloužících k určení výkonu motoru je také třeba sledovat i údaje, které vypovídají o stavu motoru a procesu spalování.

V následující části jsou popsány zážehové a vznětové pístové motory a regulační veličiny používané k jejich řízení.

### 1.2.1 Zážehové motory

Velkou část pístových motorů používaných v letadlech tvoří čtyřdobé zážehové motory. V zážehových motorech je palivem benzín a existují dvě metody jeho přívodu. První možností, která se u letadlových motorů běžně používá, je přívod pomocí karburátoru, který je umístěn v sacím potrubí motoru. Druhou možností je přívod paliva pomocí vstřikovacího čerpadla, ze kterého je palivo vedeno do vstřikovacího ventilu. Ten bývá nejčastěji umístěn před sacím ventilem motoru a vstřikuje benzín do proudu vzduchu. Následně při kompresním zdvihu je palivová směs zapálena pomocí zapalovací svíčky. [2]

Výkon je u těchto motorů měněn pomocí škrticí klapky, která reguluje množství palivové směsi, která se dostává do válce. U zážehových motorů výrazně záleží na složení palivové směsi, kdy v případě jejího špatného složení nemusí dojít k zapálení směsi, případně dochází k poškození motoru nesprávným spalováním. [2]

Mezi nenormální způsoby spalování u zážehových motorů patří **detonační spalování**. Při němž dochází k zapálení směsi zapalovací svíčkou, ale kompresní vlna, která vznikla tímto zapálením, způsobí samovznícení nespálené části palivové směsi. Toto samovznícení způsobí několikanásobný nárůst rychlosti plamene, čímž vzniká rázová vlna. Detonační spalování se pak projevuje typickým klepáním, které způsobuje rázová vlna. Dále při něm může vzrůst teplota ve válci na hodnotu kdy dojde k poškození motoru. Na vznik detonačního spalování má vliv mnoho parametrů, mezi nejdůležitější pak patří složení paliva, složení směsi, tlak a teplota směsi před zapálením a další. [1]

### Otáčky motoru (RPM)

Otáčky motoru jsou jednou z hodnot, která umožňuje určit aktuální výkon motoru. V letadlech jsou uváděny v počtu otáček za minutu, z čehož vychází anglický název revolutions per minute (RPM), který je často uváděný na indikátorech. Vliv otáček motoru na jeho výkon nejlépe ukazuje *vnější otáčková charakteristika motoru zobrazená na obr. 1.1*. Tento parametr slouží u motorů s pevnou vrtulí jako jediný indikátor výkonu.

### Plnicí tlak (MP)

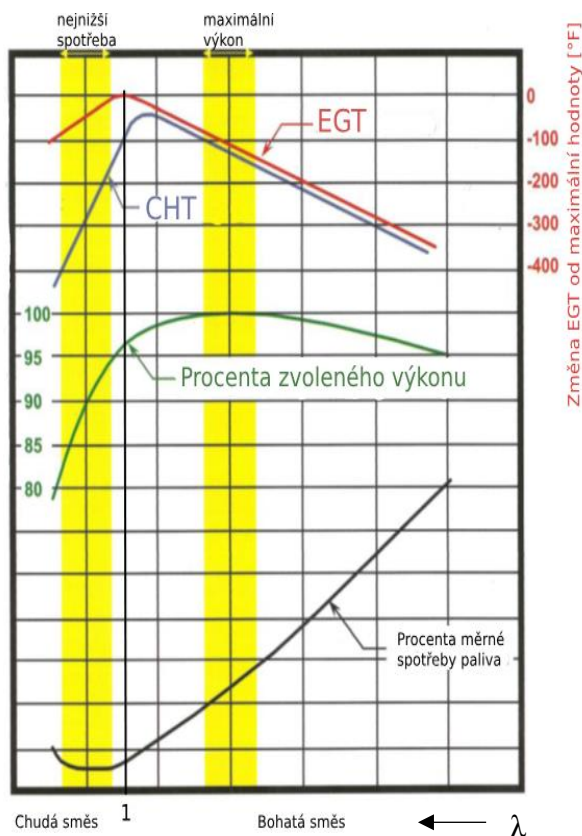
Plnicí tlak, anglicky manifold pressure (MP), udává hodnotu absolutního tlaku v sacím potrubí motoru za škrticí klapkou. Hodnota tlaku je nejčastěji udávána v hektopascalech (hPa) případně v palcích rtuťového sloupce (inHg). Hodnota plnicího tlaku určuje společně s teplotou, kolik palivové směsi se dostává do motoru. Jak bude uvedeno v další kapitole, u motorů s vrtulí konstantních otáček slouží spolu s otáčkami motoru indikaci jeho výkonu. V ideálním případě by bylo použít k určení výkonu PV diagram motoru, tedy z tlaků plynů ve válci a otáček motoru při započtení ztrát. Nicméně tento způsob měření je v praxi obtížný na provedení. Proto se používá MP, který lze lehce změřit a lze pomocí jeho hodnoty určit výkon motoru, ale za cenu určitých nepřesností. [3]

Při plnicím zdvihu, kdy pohyb pístu vytváří ve válci podtlak a nasává palivovou směs. Pokud je škrticí klapka přivřena nebo úplně uzavřena, nedostává se přes ni dostatek palivové směsi a plnicí tlak je nižší než tlak před škrticí klapkou. Což vede k nižšímu výkonu motoru. [3]

Při plně otevřené škrticí klapce je plnicí tlak u nepřepřehovaných motorů přibližně roven okolnímu tlaku, jeho hodnota bývá nižší z důvodu ztrát v sání. U přepřehovaných motorů se pak jedná o tlak, který produkuje turbodmychadlo. Z toho plyne, že se do motoru dostává největší množství palivové směsi. A motor produkuje nejvyšší dostupný výkon pro dané otáčky. [3]

## Teplota výstupních plynů (EGT)

Teplota výstupních plynů, anglicky exhaust gas temperature (EGT), je teplota výfukových plynů vzniklých spálením palivové směsi měřená ve výfukovém potrubí. EGT závisí na poměru paliva a vzduchu v palivové směsi, proto je používána k jeho nastavování. Z obr. 1.4 je vidět jak závisí EGT na součiniteli přebytku vzduchu. [4]



Obr. 1.4 Závislost EGT a CHT na součiniteli přebytku vzduchu, upraveno dle [25]

Maximální hodnota EGT nastává při stechiometrickém poměru paliva a vzduchu. U chudší směsi pak EGT klesá, protože se spaluje méně paliva a tím pádem vzniká méně tepla. Naopak u bohaté směsi je pokles EGT způsobeno nespáleným palivem, které ochlazuje výfukové plyny. [4]

Maximální hodnota EGT se tedy používá k určení stechiometrického poměru při nastavování palivové směsi. Od tohoto bodu se poté podle poklesu EGT určuje požadované nastavení motoru pro maximální výkon nebo nejnižší spotřebu.

U motorů s turbodmychadlem se ještě kontroluje teplota výfukových plynů vstupujících do turbíny, anglicky tato veličina označena jako turbine inlet temperature (TIT). TIT může při nastaveném vysokém výkonu motor vzrůst nad bezpečnou hodnotu, nad kterou hrozí poškození turíny, proto musí být kontrolována.

## Teplota hlavy válce (CHT)

Teplota hlavy válce, anglicky cylinder head temperature (CHT). Je ovlivňována nastavením výkonu motoru a také jeho chlazením. CHT se zvyšuje, pokud se zvýší výkon motoru, případně u motorů chlazených vzduchem zvýšení nastává také při snížení rychlosti letu. Vliv na teplotu má také složení palivové směsi jak je patrné z obr 1.4, přebytek paliva ve směsi ji snižuje.

Primárně CHT slouží ke kontrole činnosti motoru, z důvodu nebezpečí teplotního poškození válců a následně celého motoru musí být její hodnota pod mezí určenou výrobcem motoru. Příliš vysoká CHT, také může způsobovat detonace případně samozápaly paliva. [4]

## Průtok paliva

Průtok paliva ukazuje, kolik paliva motor aktuálně spotřebovává. Hodnota průtoku paliva je důležitá ke zhodnocení aktuálního nastavení motoru z hlediska spotřeby a jeho ekonomičnosti. Případně při neobvyklých hodnotách slouží jako indikace poruchy motoru.

## Tlak a teplota oleje

Olej v pístových motorech slouží k několika důležitým funkcím. Maže pohyblivé části motoru, čímž snižuje jejich tření, chladí hlavy válců, odstraňuje nečistoty atd. Samotné informace o jeho tlaku a teplotě neslouží k určování výkonu motoru, ani k jeho nastavování, jelikož jeho hodnoty se změnou nastavení příliš nemění. Hlavním účelem indikátorů tlaku a teploty oleje, kontrola fungování olejového systému. Důležitá je hodnota teploty oleje při startu motoru, kdy se olej musí při volnoběhu nejdříve dostatečně zahřát, než je možné zvýšit výkon motoru. [5]

V případě ztráty tlaku nebo nevhodných teplot oleje může dojít až k selhání motoru. Proto je třeba pravidelně kontrolovat a sledovat jestli se nenachází mimo povolené rozmezí určené výrobcem. [5]

Pokud jsou tyto hodnoty zaznamenávány, slouží k diagnostice motoru.

### 1.2.2 Vznětové motory

Vznětové motory byly v minulosti z oblasti všeobecného letectví vytlačeny motory zážehovými, nabízejí oproti nim sice nižší spotřebu, ale poměr výkonu ke hmotnosti bývá obvykle nižší. Nicméně v posledních desetiletích se ve všeobecném letectví začínají znovu objevovat. Důvodem jsou vzrůstající ceny leteckého benzínu (AVGAS) a jeho nedostupnost v některých částech světa. Nové motory vznětové motory jsou pak často vybaveny jednopákovým systémem ovládáním. [6]

U vznětových motorů je palivem nafta, případně v letadlových motorech se používá letecký petrolej. Tyto motory nasávají do válce čistý vzduch, který se kompresí ve válci ohřívá. Následně je do něj vstříknuto palivo pod vysokým tlakem a díky vysoké teplotě stlačeného vzduchu dochází k samovznícení vzniklé směsi. [2]

Existuje několik druhů palivových systémů, u vznětových motorů uvedených dále v práci jsou použity dva systémy, zde je proveden jejich stručný popis.

Prvním z nich je soustava s řadovým palivovým čerpadlem, které obsahuje pro každý válec jedno čerpadlo. Jednotlivá čerpadla jsou pak připojena ke vstřikovačům ve válcích. Druhý systém se nazývá common rail, kde palivové čerpadlo je připojeno na společný zásobník natlakovaného paliva (rail) a neustále udržuje vstřikovací tlak. Ke společnému zásobníku jsou pak připojeny jednotlivé vstřikovače. [7]

Výkon je u vznětových motorů řízen pomocí množství vstříknutého paliva do válce. Nevyskytuje se zde tedy škrticí klapka jako u zážehových motorů. Při vstřiku není palivo smícháno tak dokonale jako u zážehových motorů. Z tohoto důvodu se obvykle používá chudá směs, nicméně v méně dokonalých vstřikovacích systémech může být za určitých podmínek do válce vstříknuto větší množství paliva. To se typicky projevuje černými výfukovými plyny. [2]

Jako regulační veličiny se u těchto motorů používají:

### Otáčky motoru (RPM)

U vznětových motorů se používají ke stejnému účelu jako u zážehových motorů. Typicky u vznětových motorů je rozsah pracovních otáček nižší než u zážehových motorů a otáčková charakteristika má odlišný průběh od zážehových motorů.

### Plnicí tlak (MP)

Jelikož se u vznětových motorů nevyskytuje škrticí klapka, tak je plnicí tlak motoru vždy blízký okolnímu atmosférickému tlaku, obvykle je nižší z důvodu ztrát v sání. U přeplňovaných motorů je pak plnicí tlak roven tlaku za dmychadlem. Z hodnoty plnicího tlaku a teploty vzduchu v sání se pak určuje hmotnost vzduchu nasátého do válce, což slouží k určení požadovaného množství vstřikovaného paliva.

### Teplota chladicí kapaliny

Na rozdíl od zážehových letadlových motorů, které jsou většinou vzduchem chlazené, se u vznětových motorů používá chladicí kapalina. Teplota chladicí kapaliny pak v tomto případě nahrazuje CHT. V případě vzduchem chlazených vznětových motorů se používá CHT.

### EGT

Na rozdíl od vznětových motorů se EGT nepoužívá k určení složení směsi, ale lze ji použít k detekci vysazení motoru ve velkých výškách způsobených nedostatkem kyslíku. U vznětových motorů s turbodmychadlem se pak také kontroluje TIT.

Dále je u těchto motorů měřen průtok paliva, teplota a tlak oleje, kde tyto veličiny mají stejný význam jako u zážehových motorů. Důležitá je také teplota paliva, neboť se u nafty se snižující teplotou zvyšuje viskozita a teplota tuhnutí je vyšší než u benzínu.





## 2 Práce pístového motoru se stavitelnou vrtulí

U letadel s pístovými motory se k vytvoření tahu potřebného k letu používá listová vrtule. Propojení vrtule a motoru je často provedeno přímo, případně přes reduktor a jejich otáčky jsou tedy na sobě přímo závislé. [1]

Na listy rotující vrtule působí aerodynamická síla, jedna její složka je tahová síla a druhá odporová síla. Odporová síla pak vytváří odporový točivý moment, kterým je zatěžován motor. Velikost jednotlivých složek, pak závisí na úhlu náběhu vzduchu dopadajícího na vrtuli, jehož velikost závisí otáčkách vrtule, rychlosti letu a úhlu stoupání vrtule. Pevná vrtule má stoupání vrtule dané svojí konstrukcí a je navržena vždy pouze pro jeden režim letu, při kterém má nejvyšší účinnost. Pokud je motor vybaven pevnou vrtulí, tak v průběh všech fází letu nepracuje pohonná jednotka s nejvyšší možnou účinností. [1]

### 2.1 Stavitelná vrtule

Stavitelná vrtule umožňuje měnit úhel nastavení listu a tím pádem měnit i úhel náběhu. To umožňuje, aby při změně podmínek letu, zůstala její účinnost v blízkosti maximální hodnoty. [2]

Stavitelné vrtule je možné rozdělit na: [1]

- vrtule stavitelné na zemi
- vrtule stavitelné za letu
  - manuálně
  - automaticky

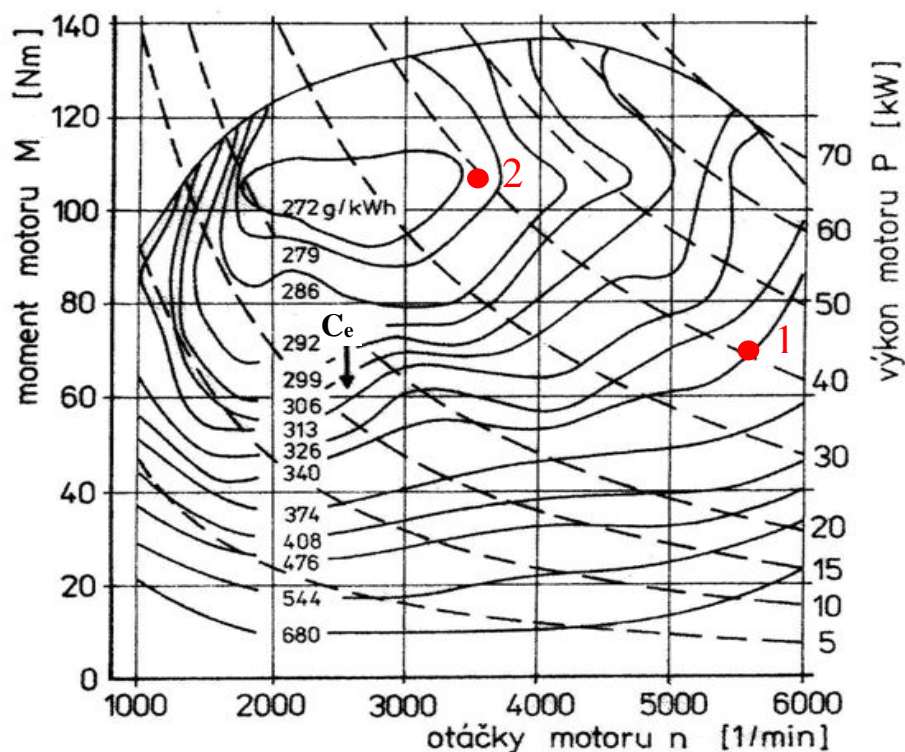
Nejčastěji používaná stavitelná vrtule se označuje jako **vrtule konstantních otáček**. Jedná se o automaticky stavitelnou vrtuli, která je vybavena speciálním regulátorem. Ten nastavuje listy vrtule, tak aby měla vrtule otáčky, které nastaví pilot podle dané fáze letu. Jinak řečeno vrtule musí mít při určených otáčkách stejný odporový točivý moment, jako je točivý moment přiváděný motorem. Otáček nastavených regulátorem však motor nemusí dosáhnout. Pokud je odporový točivý moment vrtule i při natočení listů do polohy s nejnižším stoupáním vyšší než krouticí moment od motoru, motor nedosáhne požadovaných otáček. [2]

#### 2.1.1 Spojení pístového motoru s vrtulí konstantních otáček

Kromě toho že vrtule konstantních otáček umožňuje zachovat vysokou účinnost vrtule v průběhu letu, dovoluje používat pístový motor v oblasti nejvyšší účinnosti, případně nejvyššího výkonu. K znázornění významu použití této vrtule u pístových motorů je možné použít *úplnou charakteristiku motoru* zobrazenou na obr. 2.1.

Ta zobrazuje oblasti o konstantní měrné spotřebě (plné křivky), a křivky konstantního výkonu (čárkované křivky), v závislosti na otáčkách a momentu motoru. Vrchní křivka pak označuje oblast maximálního zatížení motoru.

Charakteristika uvedená na obr. 2.1 není vytvořena pro běžný letadlový pístový motor, což je vidět z otáček motoru, které jsou příliš vysoké. Nicméně vystačuje pro vysvětlení základního principu a důvodu použití stavitelné vrtule.



Obr. 2.1 Úplná charakteristika zážehového motoru, upraveno dle [24]

Při startu je důležité, aby měla vrtule nejvyšší tah, a tedy motor pohonné jednotky produkoval nejvyšší výkon. Jak plyne z otáčkové charakteristiky na obr. 1.1, maximální výkon motor produkuje při jeho maximálních otáčkách. K tomu aby jich dosáhnul, musí mít vrtule co nejmenší odpor, tedy nízký úhel stoupání. [8]

Při cestovním režimu když je rychlost vzduchu nabíhajícího na vrtuli zvyšuje, tak se aerodynamický odpor působící na vrtuli snižuje. Pokud by letadlo bylo vybaveno pevnou vrtulí s malým stoupáním, toto snížení zátěžného momentu motoru způsobí zvýšení otáček motoru. Tento stav reprezentuje bod 1 na obr. 2.1, ze kterého je také vidět, že snížením otáček motoru a zvýšením jeho točivého momentu do bodu 2 lze dosáhnout nižší měrné spotřeby při zachování stejného výkonu.

Z toho plyne, že vrtule konstantních otáček umožňuje nastavovat otáčky motoru, taky aby měl co nejnižší měrnou spotřebu. [8]

## 2.2 Ovládání pístového motoru s vrtulí konstantních otáček

Pohonná jednotka s vrtulí konstantních otáček s běžným manuálním ovládáním je poháněna pístovým zážehovým motorem. Pro ovládání této pohonné jednotky se pak používají tři páky umístěné v kokpitu letadla obr. 2.2. Jedná se o následující páky:

### Páka ovládání přípusti

Páka přípusti je v kokpitu označena černou barvou a slouží k ovládání škrticí klapky. U tohoto typu pohonné jednotky je používána k nastavení požadované hodnoty plnicího tlaku.

### Páka ovládání vrtule

Páka ovládání vrtule je v kokpitu značena modrou barvou. Touto pákou je ovládán regulátor vrtule a slouží nastavování požadovaných otáček motoru.

### Páka ovládání bohatosti směsi

Páka složení směsi je v kokpitu označena červenou barvou. Slouží ke korekci poměru paliva a vzduchu v palivové směsi.



Obr. 2.2 Ovládací páky [26]

V provozní příručce u každého letadla jsou pak vždy uvedeny doporučené hodnoty nastavení tlaku, otáček a bohatosti směsi pro všechny režimy letu. Těmito hodnotami by se měl pilot při nastavování řídit.

Pro cestovní režim, kdy se letadlo může pohybovat v různých výškách při rozdílných okolních podmínkách, bývají tyto doporučené údaje shrnuty v tabulkách případně diagramech obsažených v letových příručkách. Pilot se tedy tyto hodnoty musí naučit a dodržovat. Tabulka 2.1 představuje příklad doporučených nastavení pro dosažení tří různých cestovních výkonů u zážehového motoru. [9]

Tabulka 2.1: Nastavení cestovního výkonu motoru Lycoming IO-540, upraveno dle [9]

Tlaková nad. výška [stopy]	Teplota [°F]	165 HP - 55% J. výkonu				195 HP - 65% J. výkonu				225 HP - 75% J. výkonu		
		Otáčky [min <sup>-1</sup> ]		MP [inHg]		Otáčky [min <sup>-1</sup> ]		MP [inHg]		Otáčky [min <sup>-1</sup> ]		MP [inHg]
		2100	2200	2300	2400	2100	2200	2300	2400	2200	2300	2400
0	59	22.5	21.8	21.2	20.7	25.6	24.7	23.8	23.2	27.6	26.6	25.8
1,000	55	22.3	21.6	21.0	20.5	25.3	24.4	23.5	22.9	27.3	26.3	25.5
2,000	52	22.1	21.4	20.7	20.2	25.1	24.2	23.3	22.7	27.1	26.1	25.2
3,000	48	21.9	21.2	20.5	20.0	24.8	23.9	23.0	22.5	26.8	25.8	24.9
4,000	45	21.7	21.0	20.3	19.8	24.6	23.7	22.8	22.2	26.5	25.6	24.6
5,000	41	21.5	20.8	20.1	19.6	24.3	23.5	22.5	22.0	-	25.3	24.4
6,000	38	21.3	20.6	19.8	19.3	24.0	23.2	22.3	21.7	-	25.0	24.1
7,000	34	21.0	20.4	19.6	19.1	23.7	22.9	22.0	21.5	-	-	23.8
8,000	31	20.8	20.2	19.4	18.9	-	22.5	21.8	21.2			
9,000	27	20.6	20.0	19.2	18.6	-	-	21.5	21.0			
10,000	23	20.4	19.8	19.0	18.4	-	-	21.2	20.7			
11,000	19	20.2	19.6	18.7	18.2	-	-	-	20.4			
12,000	16	20.0	19.4	18.5	18.0							
13,000	12	-	19.2	18.3	17.7							
14,000	9	-	-	18.0	17.3							
15,000	5	-	-	-	16.9							

Je zde vidět že pro dosažení požadovaného cestovního výkonu, který odpovídá určitým procentům jmenovitého výkonu, je třeba nastavit otáčky motoru na jednu ze čtyř případně tří hodnot uvedených v prvním řádku každého sloupce. Ke každé hodnotě otáček je následně uvedena hodnoty plnicího tlaku, při jejichž kombinaci produkuje motor daný výkon.

Z tabulky je dále vidět, že doporučené hodnoty plnicího tlaku závisí na tom, v jaké tlakové nadmořské výšce se letadlo nachází a standardní teplotě okolního vzduchu, která jí odpovídá. V případě, že teplota okolního vzduchu se liší, musí se upravit hodnota uvedeného plnicího tlaku přibližně o 0,18 inHg pro každých 10°F rozdílu od standardní teploty. V případě že je okolní teplota vyšší než standardní plnicí tlak se přidává a naopak. [9]

Je tedy patrné, že pilot má při nastavování výkonu k dispozici více variant kombinace otáček a plnicího tlaku. Konkrétní hodnoty pak nastavuje podle chování motoru a za daného nastavení. Následně podle doporučení výrobce motoru musí upravit bohatost směsi, kterou nastavuje s pomocí EGT. [9]

### 3 Systémy jednopákového ovládání letadlového pístového motoru

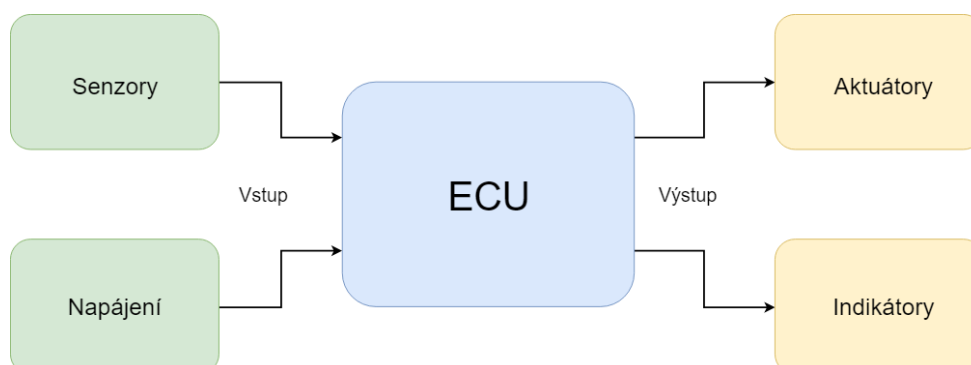
Z přechozí kapitoly je vidět, že při nastavování pohonné jednotky se musí pilot řídit určitými postupy. Ty zajišťují, aby pohonná jednotka pracovala hospodárně, a zajišťují dlouhou životnost motoru. Dodržovat doporučené postupy a zároveň se věnovat ostatním úkonům nutným k řízení letadla, bývá pro člověka složité. To platí hlavně v prvních fázích letu, tedy při startu a stoupání, kdy se pilot musí věnovat navigaci a komunikaci. Tento problém odstraňují systémy jednopákového ovládání, které potřeby úkony automatizují.

Motory s jednopákovým ovládáním jsou ve většině případů vybaveny stavitelnou vrtulí, zde pak tento systém ovládání motoru integruje všechny tři ovládací páky do jediné a o nastavování motoru se stará řídicí jednotka. Toto zjednodušení ovládání umožňuje lepší využití výkonu motoru a zabraňuje pilotovi v jeho nesprávném nastavení, které by vedlo k poškození pohonné jednotky.

Systém jednopákového ovládání zážehového pístového motoru pro civilní letadla byl vyvinut již v 70. letech minulého století, jednalo se však o mechanickou verzi, která byla značně složitá a také se nedokázala vždy přizpůsobit okolním podmínkám [10]. Z těchto důvodů se systém neujal a nebyl dále rozvíjen. Další vývoj v této oblasti nastal na přelomu století, výrobci letadlových motorů se inspirovali moderními automobilovými motory, které obsahují elektronické řídicí jednotky.

Základním prvkem řídicích systémů v motorech s jednopákovým ovládáním je řídicí jednotka motoru, anglicky engine control unit (ECU). Jedná se o digitální počítač s řídicím programem, který vyhodnocuje data ze senzorů a odesílá signály pro aktuátory obr 3.1. Sensory měří regulační veličiny typické pro daný typ motoru, mezi něž patří ty uvedené v kapitole 1. Použité senzory jsou pak uvedeny u každého systému. Aktuátory neboli akční členy slouží k provedení příkazů od ECU. Použité aktuátory závisí na typu motoru a také zvoleném řešení systému. Příkladem aktuátorů jsou pak vstřikovací ventily, regulátory vrtule, zapalovací cívky atd.

Spojením ECU se senzory, aktuátory, zdrojem elektřiny a palubními přístroji (indikátory) pak vzniká řídicí systém motoru (obr. 3.1), který řídí chod motoru, nastavení vrtule, a také ukládá data sloužící k jeho diagnostice.



Obr. 3.1 Základní složení řídicího systému

Existuje více druhů řídicích systémů, jejich použití závisí na typu motoru, jeho konstrukčním řešením. Výrobci motorů mají pro tyto systémy různá označení. Lze je rozdělit na dva typy podle stupně kontroly, kterou má řídicí systém nad motorem.

Prvním typem je digitální řídicí jednotka motoru s plnou autoritou, anglicky full authority digital engine control (FADEC). FADEC jak plyne z názvu má plnou kontrolu nad motorem, neexistuje zde přímé mechanické propojení s motorem, z toho vyplývá, že při jeho selhání dochází i k selhání motoru. Z tohoto důvodu obsahuje FADEC dva nezávislé kanály, které pracují nezávisle na sobě, konkrétní řešení záloh pak závisí na výrobci motoru. Některé řídicí systémy splňují výše uvedené parametry, ale přesto nejsou označovány jako FADEC. Důvodem je že pro označení systému jako FADEC musí být splněny určitá kritéria při certifikaci motoru, v případě že nejsou splněna, je systém označen jinak. [11]

Druhým typem je řídicí systém, který jako FADEC využívá ECU, ale existuje zde mechanické propojení ovládací páky s motorem. Systém tedy nemá plnou kontrolu nad ovládáním motoru. [11]

V letadlech obsahující pohonnou jednotku s jednopákovým ovládáním se místo analogových indikátorů často používá integrovaná avionika, která je propojená s řídicí jednotkou. Tato avionika obvykle obsahuje dva digitální displeje sloužící k zobrazování informací. Jeden z těchto displejů se nazývá multifunkční letový displej, anglicky Multi - function Flight Display (MFD). Na něm mohou být zobrazeny kromě jiných údajů i indikátory motoru.

Často používaná integrovaná avionika je od společnosti Garmin, na obr. 3.2 je příklad zobrazení indikátorů motoru na levé části MFD, v tomto případě se konkrétně jedná o model Garmin G1000.



Obr. 3.2 Garmin G1000 MFD [27]

### 3.1 Přehled existujících systémů

Jedním z prvních certifikovaných motorů se systémem jednopákového ovládání byl vznětový motor *Centurion 1.7* (TAE 125-01) vyvinutý firmou Thielert Aircraft Engines s certifikací v roce 2002 [12]. Kvůli problémům s konstrukcí reduktoru, který v několika případech byl příčinou nehody a měl malou životnost, byl v roce 2006 nahrazen novější verzí s označením *Centurion 2.0* (TAE 125-02-99). Následně byl u těchto motorů zvýšen výkon a nová veze, nesla označení *Centurion 2.0 S* (TAE 125-02-114). Poté co společnosti Thielert v roce 2008 skončila v insolvenci, ji v roce 2013 zakoupila společnost Continental Motors. Motor Centurion 2.0 byl následně přejmenován na *CD – 135* a Centurion 2.0 S na *CD – 155*.

Dalším z výrobců vznětových letadlových motorů je firma Austro Engines patřící pod výrobce letadel Diamond Aircraft. Původně byla letadla této společnosti vybavena motory Centurion 1.7, ale po jejich problémovém provozu je nahradily motory vlastní výroby. První verzí byl motor s označením AE300 certifikovaný u EASA v roce 2009 [13], následně byla vyvinuta vylepšená verze s vyšším výkonem označená AE330.

Třetím zde uvedeným výrobcem vznětových motorů s jednopákovým ovládáním je firma SMA Engines. Tato společnost vyvíjela vznětové letadlové motory od roku 1998 a v roce 2011 získal motor s označením SMA SR305-203 E certifikaci od EASA [14].

Čtvrtý systém jednopákového ovládání popsáný v této kapitole je prototyp, vyvíjený společnostmi Rotax a Stock Flight Systems. V tomto případě se jedná o elektronicky ovládané zážehové motory od společnosti Rotax vybavené vrtulí konstantních otáček.

Poslední zde uvedený výrobce motorů s jednopákovým ovládáním uvedených v této kapitole je firma Lycoming. Jedná se o zážehové motory s označením iE2. V roce 2018 získaly certifikaci od EASA.



### 3.1.1 Austro Engine

Austro Engine je dceřinou společností výrobce letadel Diamond Aircrafts, pro kterého vyvinula motory se systémem ovládání jednou pákou. Firma aktuálně vyrábí dva typy motorů s označením AE300 (E4) a AE330 (E4P).

Jedná se o čtyřválcové čtyřdobé kapalinou chlazené vznětové motory se zdvihovým objemem 1991 cm<sup>3</sup>, vybavené turbodmychadlem. Jako palivo mohou používat JET A-1 případně motorovou naftu a používají vstřikovací systém paliva common rail. Propojení motoru a vrtule je podvedeno přes reduktor. Motory vznikly úpravou automobilových motorů Mercedes – Benz OM640.

Motor s označením AE330 vychází z předcházejícího typu AE300, má stejnou hmotnost 185 kg, ale vyšší výkon. V tabulce 3.1 a tabulce 3.2 jsou uvedeny výkony motoru pro určité režimy letu. Hodnoty jsou určeny při hladině moře za standardních atmosférických podmínek.

*Tabulka 3. 1: Výkon motoru AE 300 [13]*

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	123,5	3880
Jmenovitý výkon při hladině moře	123,5	3880

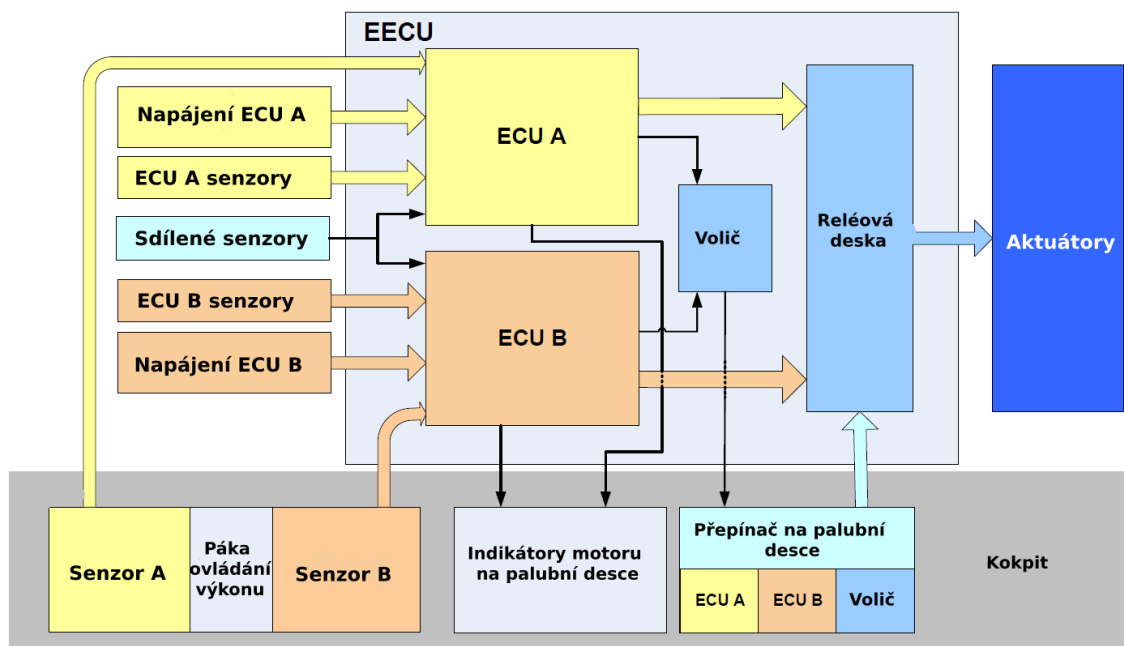
*Tabulka 3. 2: Výkon motoru AE 330 [13]*

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	132	3880
Jmenovitý výkon při hladině moře	126	3880

### Popis systému

Výrobce označuje řídicí systém jako elektronickou jednotku řízení motoru, anglicky electronic engine control unit (EECU), v podstatě se ale jedná o FADEC, protože zde neexistuje mechanické propojení s motorem. Na obr. 3.3 je zobrazené schéma systému. Základ EECU tvoří dvě nezávislé ECU označené A a B, spolu se senzory pak tvoří dva kanály. Oba kanály neustále vyhodnocují data ze senzorů, ale pouze jeden ovládá aktuátory. O tom, který kanál ovládá motor, rozhoduje volič, ten porovnává data z obou kanálů a v případě chyby nebo poškození jednoho kanálu přepne na druhý. O aktivním kanálu může rozhodnout také pilot pomocí manuálního přepínače na palubní desce. Reléová deska pak dostává signály z voliče, případně přepínače, o tom, který kanál má být spojen s aktuátory. [16]





Obr. 3.3 Austro Engine EECU, upraveno dle [16]

Senzory kritické pro chod motoru jsou, kvůli spolehlivosti zdvojeny a každý kanál obsahuje svůj set, na obr. 3.3 jsou označeny jako ECU A a B senzory. Jedná se o následující senzory:

- senzor na klikovém hřídeli – určení otáček motoru
- senzor na vačkovém hřídeli
- senzor teploty nasávaného vzduchu
- senzor plnicího tlaku
- senzor polohy páky ovládání výkonu (senzor A a B)

Senzory, které nejsou nezbytné pro činnost motoru, jsou sdílené pro oba kanály. Jedná se o následující senzory:

- senzory teploty a tlaku oleje
- senzory teploty a tlaku paliva
- senzor teploty chladicí kapaliny
- senzor teploty oleje v reduktoru
- senzor tlaku v Common rail

Aktuátory jsou společné pro oba kanály a tvoří je následující prvky:

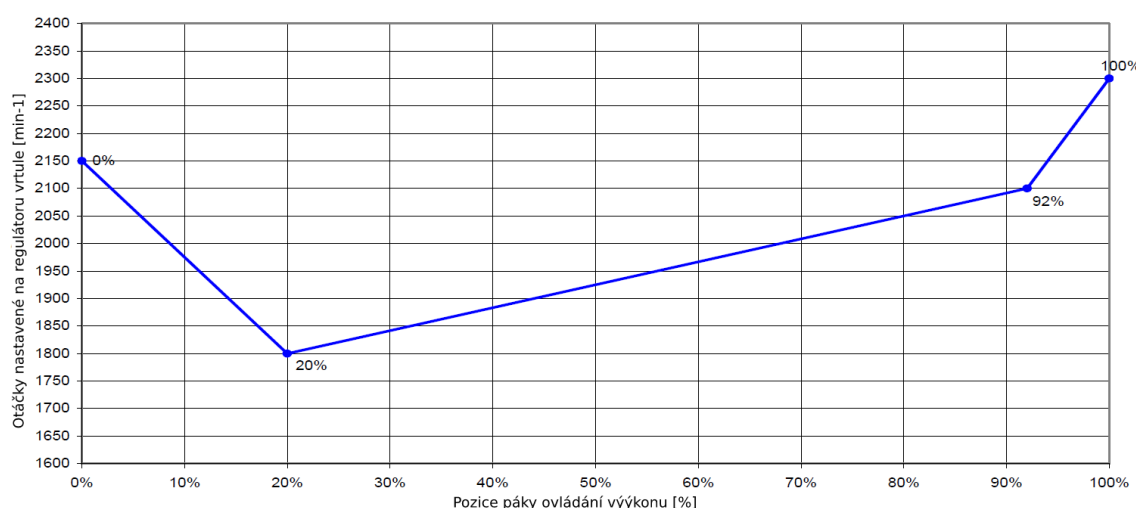
- vstřikovače
- regulátor vrtule
- palivové pumpy
- regulátor plnicího tlaku
- regulátor tlaku v Common rail

## Napájení

Pro fungování EECU a tedy chod motoru je nezbytná elektrická energie. Elektřinu vyrábí alternátor, který je poháněn motorem, ten napájí jak EECU, tak přístroje v letadle a jeho baterii. V případě selhání elektrického systému je motor vybaven záložní baterií, která dokáže napájet EECU po dobu 30 minut. Po této době, pokud nedojde k obnově výroby elektřiny, dochází k selhání motoru.

## Indikace výkonu

Pro zobrazení informací o stavu motoru a jeho výkonu se používá MFD, u letadel od společnosti Diamond Aircraft se jedná od avioniku Garmin G1000. Aktuální výkon motoru v procentech maximálního výkonu při hladině moře bývá označován jako LOAD.



Obr. 3.4 Závislost nastavení regulátoru vrtule na pozici páky, upraveno dle [16]

Na pozici páky ovládání výkonu, závisí kromě výkonu i nastavení regulátoru vrtule konstantních otáček. Tato závislost je zobrazena na obr. 3.4, je zde vidět prudký nárůst nastavných otáček na regulátoru vrtule při pozici páky ovládání výkonu pod 20 %. Nastavených otáček však vrtule nedosáhne, protože výkon motoru je příliš nízký. Toto nastavení slouží k tomu, aby měla vrtule při nízkých otáčkách motoru co nejmenší odpor a tah.

### 3.1.2 Continental Motors

Divize firmy Continental Motors vyrábí vznětové motory s jednopákovým systémem ovládání označené jako CD – 135 a CD – 155. Jsou to čtyřválcové čtyřdobé kapalinou chlazené přeplňované vznětové motory se zdvihovým objemem 1991 cm<sup>3</sup>. Propojení vrtule s motorem je proveden přes reduktor. Oba motory mají stejné rozměry, hmotnost 134 kg. A vycházení, jako výše uvedené motory od společnosti Austro Engine, z automobilových motorů Mercedes – Benz OM640. Rozdíl mezi CD – 135 a CD – 155 je v jejich výkonu, jehož hodnoty jsou uvedeny v tabulce 3.3 a tabulce 3.4 kritická výška je pak u obou motorů 1 830 m.

Tabulka 3. 3: Výkon motoru CD – 135 [12]

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	99	3890
Jmenovitý výkon při hladině moře	99	3890

Tabulka 3. 4: Výkon motoru CD – 155 [12]

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	114	3890
Jmenovitý výkon při hladině moře	114	3890

### Popis systému

Řídicí systém u těchto motorů je velice podobný jako motorů od společnosti Austro Engines, ovšem zde se jedná o FADEC. Základní složení systému je stejné jako EECU. Také se skládá z dvoukanálové jednotky s dvěma ECU A, ECU B. Mezi tím, který kanál je aktivní automaticky rozhoduje také Volič, jako v případě předchozího systému a pokud je to nezbytné změnu může provést pilot manuálně. Senzory, aktuátory jsou pak totožné.

### Napájení

Při normální operaci je FADEC napájen pomocí alternátoru letadla, v případě jeho selhání je řídicí systém napájen z baterie letadla. Pro případ selhání alternátoru a baterie letadla slouží k napájení FADECu záložní baterie. Ta umožňuje, aby pohonná jednotka pracovala až pod dobu 30 minut, napájí však pouze hlavní kanál FADECu s ECU A.

### Indikace výkonu

Na MFD, který je propojen s FADECem je zobrazován aktuální výkon motoru v procentech jmenovitého výkonu, tento údaj je označován jako LOAD. Pozice páky kromě výkonu určuje i nastavení počtu otáček na regulátoru vrtule stejně jako v případě motorů od společnosti Austro Engines.

### 3.1.3 SMA Engines

SMA Engines je dceřiná společnost francouzské společnosti Safran S. A. a vyrábí motor s označením SMA SR305 - 230E, který obsahuje systém jenopákového ovládání. Tento konkrétní model je pak určený pro Cessnu J182T Skyline. Konkrétně se jedná o čtyřválcový čtyřdobý přeplňovaný vznětový motor s protilehlými válci a zdvihovým objemem 4988 cm<sup>3</sup> o hmotnosti 206 kg. Motor je určen pro paliva JET-A a jejich mezinárodní varianty. Palivo je do válců dodáváno mechanicky poháněným řadovým vstřikovacím čerpadlem. Na motor je připojena vrtule konstantních otáček a toto propojení je provedeno bez reduktoru.

Výkon motoru je uveden v tabulce 3. 4 a maximální výkon je dostupný do kritické výšky 3048 m.

*Tabulka 3. 4: Výkon motoru SMA SR305 – 230E [14]*

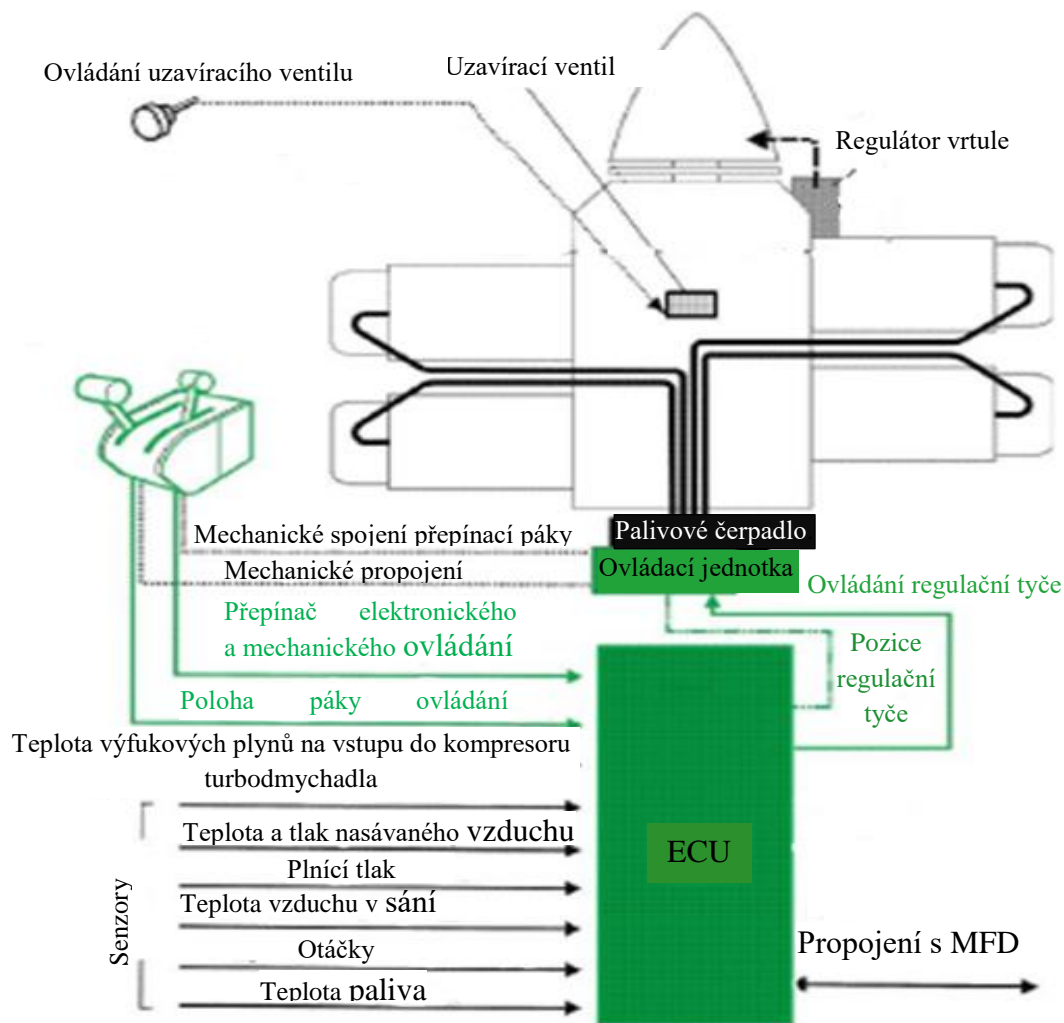
	Výkon [kW]	Otáčky [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	169	2200
Jmenovitý výkon při hladině moře	169	2200

### Popis systému

Řídicí systém, zobrazen a obr. 3.5, je u tohoto pohonného systému tvořen ECU, ale na rozdíl od ostatních jednopákových systémů uvedených v této kapitole obsahuje pouze jeden kanál. ECU na základě údajů senzorů a poloze páky ovládání výkonu, ovládá kontrolní jednotku mechanicky poháněného řadového vstřikovacího čerpadla, která dávkuje palivo vstřikované do válce. ECU také ovládá regulátor vrtule. [17]

Ke sledování stavu motoru a okolních podmínek používá následující senzory:

- senzor tlaku nasávaného vzduchu
- senzor plnicího tlaku
- senzor teploty vzduchu v sání
- senzor teploty výfukových plynů v kompresoru turbodmychadla
- senzor teploty paliva
- senzor udávající otáčky motoru
- senzory polohy páky nastavení výkonu

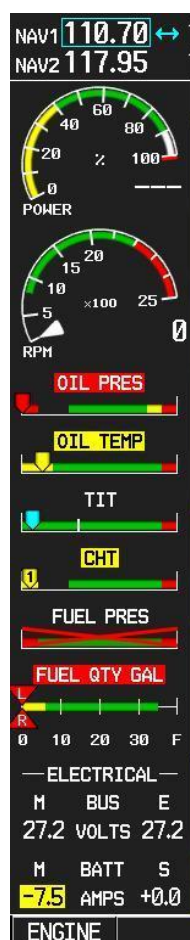


Obr. 3.5 SMA ECU systém, upraveno dle [17]

Pro případ selhání ECU je systém vybaven pákou sloužící k přepnutí elektrického propojení páky ovládání výkon na mechanické. V tomto případě je kontrolní jednotka palivového čerpadla ovládána přímo pákou ovládání výkonu a tím je zajištěna funkce motoru. Pro případ nouzového vypnutí motoru je v sání nainstalován uzavírací ventil, který při zavření zamezí přívodu vzduchu a tím dojde k zastavení motoru. [17]

## Indikace výkonu

K zobrazení údajů o výkonu slouží MFD, v případě Cessny je použit GAMIN G1000. Na displeji jsou zobrazeny údaje o stavu motoru (obr. 3.6), které dodává ECU. Aktuální výkon (POWER), který je určený pomocí ECU, je zobrazen v procentech maximálního výkonu při hladině moře. V případě poruchy ECU, kdy je aktivní záložní mechanické ovládání motoru, není indikace výkonu v procentech dostupná a k zjištění výkonu motoru je zobrazena hodnota plnicího tlaku. Pro případ selhání digitálního indikátoru je na palubní desce záložní analogový indikátor plnicího tlaku. [17]



Obr. 3.6 Informace na MFD [17]

### 3.1.4 Rotax a Stock Flight Systems

Tento systém jednopákového ovládání motoru, vznikl spojením elektronicky řízených motorů od společnosti Rotax a ovládací jednotky motoru, anglicky engine management unit (EMU), od společnosti Stock Flight Systems. Motory používané v tomto systému jsou modely Rotax 912 iSc a Rotax 915 iSc. V obou případech se jedná o čtyřválcové čtyřdobé zážehové motory s protilehlými válci a zdvihovým objemem 1352 cm<sup>3</sup>. Mají kapalinou chlazené hlavy válců a vzduchem chlazené válce. Motory jsou vybaveny senzory detonačního spalování, proto je možné používat jako palivo automobilový benzín, nicméně je zde stále možnost použít jako palivo AVGAS 100 LL. Palivo je pak dodáváno do sání pomocí vstřikovačů. [18]

Motor Rotax 912 iSc je atmosférický motor o hmotnosti 63,6 kg. Rotax 915 iSc o hmotnosti 84,6 kg je vybaven turbodmychadlem a jeho kritická výška činí 4572 m. Výkony uvedených motoru jsou v tabulce 3.5 a tabulce 3.6.

*Tabulka 3. 5: Výkon motoru Rotax 912 iSc [18]*

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	73,5	5800
Jmenovitý výkon při hladině moře	72	5500

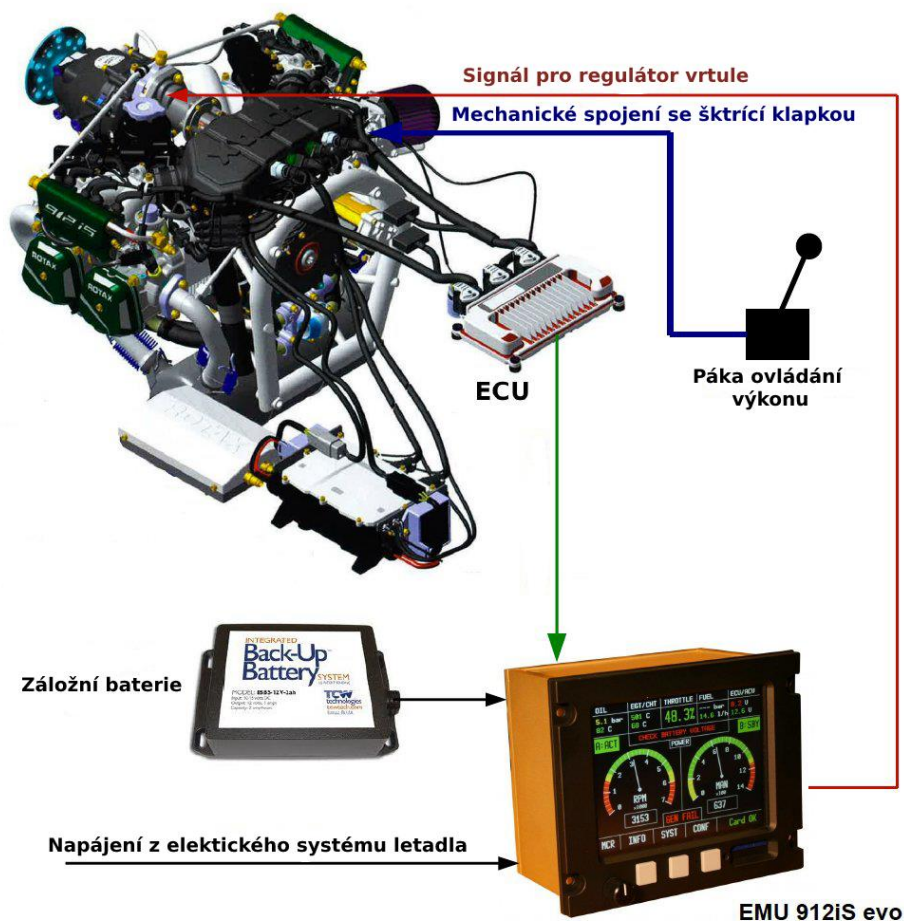
*Tabulka 3. 6: Výkon motoru Rotax 915 iSc [18]*

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [min <sup>-1</sup> ]
Maximální výkon při hladině moře	104	5800
Jmenovitý výkon při hladině moře až do kritické výšky	99	5500

### Popis systému

Jak je uvedeno výše, celý systém jednopákového ovládání je tvořen motorem s elektronickým řízením a EMU. Motor je řízen ovládacím systémem motoru, anglicky engine management systém (EMS), jehož hlavním úkolem je řídit zapalování a vstřikování paliva. EMS k řízení používá údaje ze senzorů umístěných v motoru a polohy škrtkové klapky, která je mechanicky spojena s pákou ovládání výkonu. Hlavní část EMS tvoří dvoukanálová ECU, s kanály označenými jako A a B. Každý z těchto kanálů je schopný ovládat motor samostatně v případě selhání jednoho z nich. EMS ale slouží pouze k řízení samotného motoru a není určena k ovládání stavitelné vrtule. [19]

Jako stavitelná vrtule je v tomto systému použita vrtule konstantních otáček, regulátor vrtule je pak ovládán pomocí EMU 912 iS evo, která získává data o aktuálním stavu motoru z ECU. EMU z těchto dat určí nejvhodnější otáčky vrtule pro daný stav motoru a odešle signál do regulátoru vrtule.



Obr. 3.7 Propojení součástí

## Napájení

K napájení EMS lze několik zdrojů elektrické energie. Při startu motoru je EMS napájen z baterie letadla, po dosažení dostatečných otáček motoru, převezme napájení jeden ze dvou alternátorů A a B, poháněných motorem. Zatímco druhý alternátor může sloužit k dobíjení baterie letadla. V případě selhání alternátoru napájecího EMS, přepne systém automaticky na alternátor druhý, ten již ale není schopen dodávat elektrickou energii pro baterii letadla. Z tohoto důvodu je možné na motor připojit další alternátor, který slouží čistě k napájení systému letadla a jeho baterie. [19]

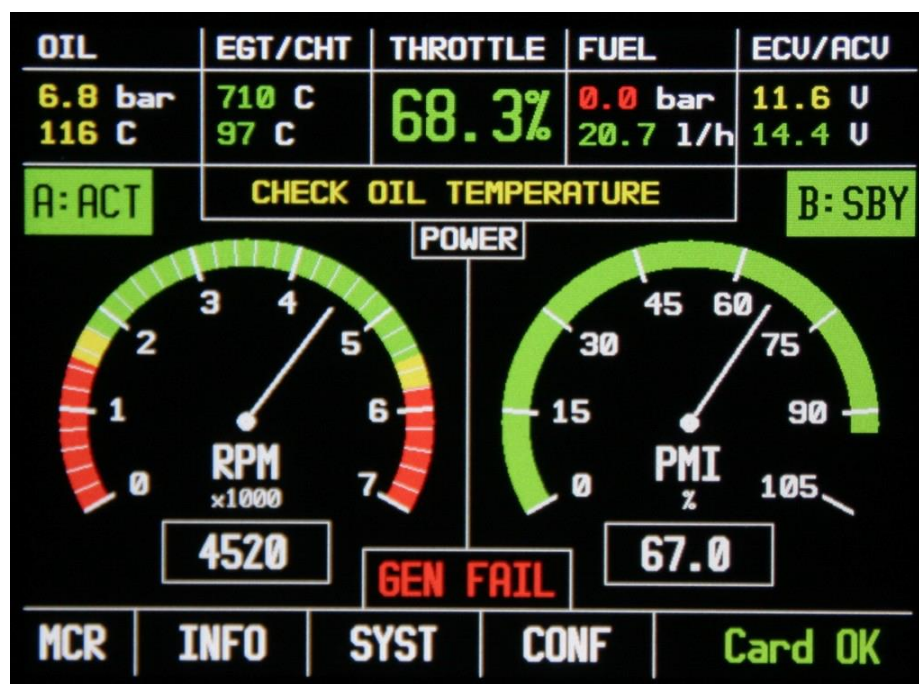
V případě selhání alternátoru A i B je systém motoru napájen z baterie letadla.

Pro napájení EMU se používá elektrická energie letadla, pro případ selhání tohoto zdroje je EMU vybavena záložní baterií, která umožňuje jednotce dále fungovat. [19, 20]



## Indikace výkonu

EMU, kromě toho že ovládá regulátor vrtule, slouží také jako MFD (obr. 3.8) a zobrazuje na displeji důležité údaje o stavu motoru. Indikátor nastaveného výkonu, anglicky power margin indicator (PMI), udává aktuální hodnotu výkonu v procentech maximálního výkonu při hladině moře. Zelená výšeč PMI pak udává maximální dostupný výkon za daných podmínek. Tyto hodnoty jsou získané pomocí výpočtů, které provádí EMU pro nastavení otáček vrtule. [20]



Obr. 3.8 Displej EMU 912iS evo [20]

### 3.1.5 Lycoming

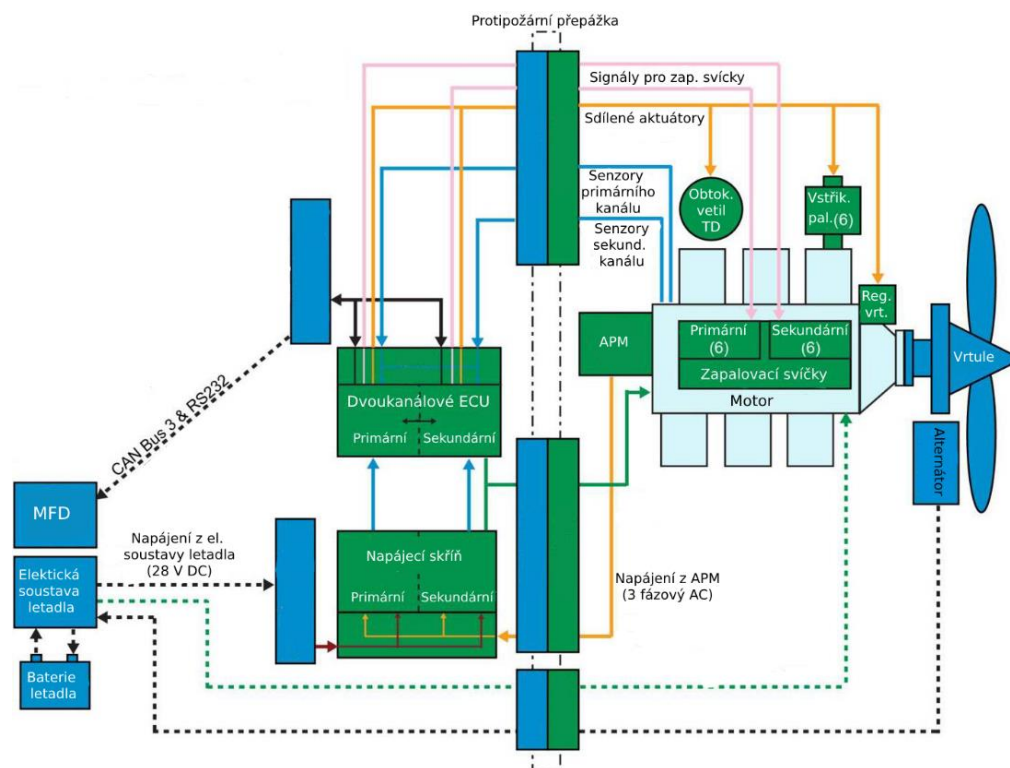
Firma Lycoming vyvinula sérii motorů s elektronickým ovládáním označenou jako iE2 (integrated electronic engine). Z této série má systém jednopákového ovládání motor s označením TEO-540-A1A. Jedná se o šestiválcový vzduchem chlazený přeplňovaný zážehový motor a protilehlými válci a zdvihovým objem  $8\,873\text{ cm}^3$  o hmotnosti 267 kg. Motor je vybaven senzorem, který detekuje detonační spalování. Kritická výška motoru je 2 438 metrů a jeho výkon je uveden v tabulce 3.7. [21]

Tabulka 3. 6: Výkon motoru Lycoming TEO-540-A1A [21]

	Výkon [kW]	Otáčky motoru [ $\text{min}^{-1}$ ]
Maximální výkon při hladině moře	261	2500
Jmenovitý výkon při hladině moře až do kritické výšky	261	2500

### Popis systému

Výrobce označuje řídicí systém jako elektronický řídicí systém motoru, anglicky electronic engine control systém (EECS), jehož schéma je na obr. 3.9. Základní část systému tvoří ECU s dvěma kanály, primárním a sekundárním, která zpracovává data ze senzorů a odesílá signály pro aktuátory. Oba kanály jsou schopné ovládat motor samostatně a jsou stále aktivní. EECS má však pouze jeden vstřikovač v každém válci, jeden obtokový ventil turbodmychadla a jeden regulátor vrtule.



Obr. 3.9 Diagram EECS, upraveno dle [21]

Proto jej může ovládat pouze jeden kanál ECU v daný čas. Výjimku tvoří zapalovací cívky, které jsou po dvojicích v každém válci, a každou z nich ovládá jeden kanál. [21]

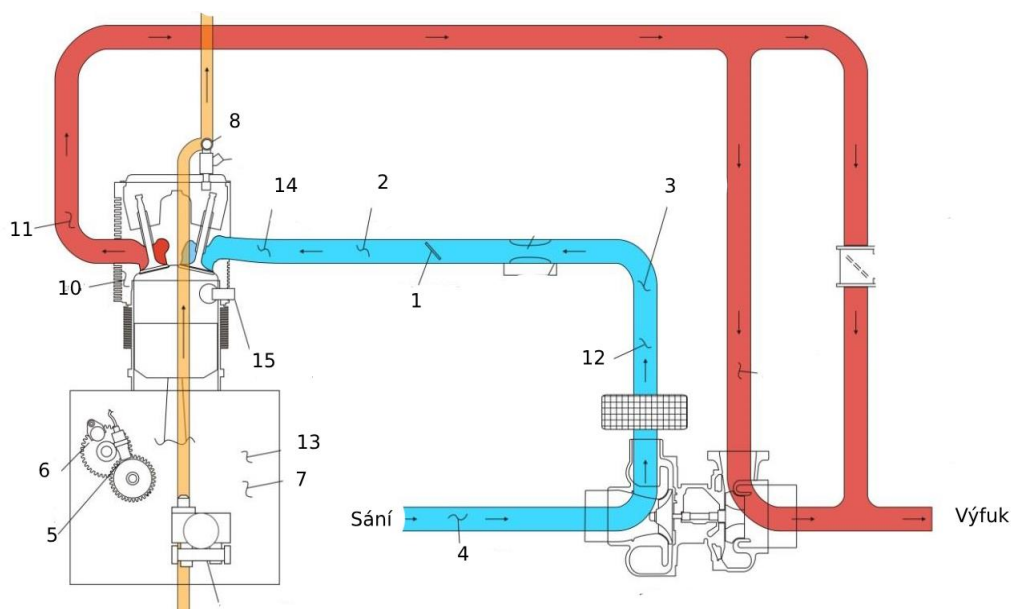
Aby mohla ECU správně ovládat aktuátory, musí dostávat informace o aktuálním stavu motoru. Ty dostává pomocí senzorů měřících důležité veličiny. Umístění níže uvedených senzorů je na obr. 3.10.

Senzory měřící veličiny důležité pro chod motoru jsou zdvojené a každý kanál má svoji sadu. Jedná se o následující senzory [21]:

- senzor polohy škrticí klapky (1)
- senzor teploty vzduchu za škrticí klapkou (2)
- senzor tlaku vzduchu za turbodmychadlem (3)
- senzor tlaku nasávaného vzduchu (4)

Senzory společné pro oba kanály ECU [21]:

- senzor na klikovém hřídeli – měří rychlost a pozici klikového hřídele (5)
- senzor na vačkovém hřídeli – měří rychlost a pozici vačkového hřídele (6)
- senzor teploty oleje (7)
- senzor teploty paliva (8)
- senzor teploty nasávaného vzduchu (9)
- senzor teploty hlavy válce (10)
- senzor teploty výfukových plynů (11)
- senzor teploty vzduchu za turbodmychadlem (12)
- senzor tlaku oleje (13)
- senzor plnicího tlaku (14)
- senzor detekce detonací (15)



Obr. 3.10 Umístění senzorů EECS v motoru, upraveno dle [21]

## Napájení

K napájení EECU slouží napájecí skříň, zobrazena na obr. 3.9, ta obsahuje dva kanály, primární a sekundární. Primární kanál je propojen s primárním kanálem EECU a sekundární se sekundárním. Toto zapojení zajišťuje, že EECU zůstane v provozu i v případě selhání jednoho kanálu napájecí jednotky. Každý z napájecího kanálu dodává 14 V stejnosměrného proudu. [21]

Zdrojem proudu pro oba kanály je buďto baterie letadla, s napětím 28 V, nebo alternátor s buzením permanentním magnetem (APM), který dodává třífázový střídavý proud a slouží jako hlavní zdroj energie. Napájecí skříň používá v daný okamžik pouze jeden z uvedených zdrojů elektrické energie. Přičemž baterie letadla je využita k napájení pouze v případě startu motoru, při otáčkách motoru pod  $1000 \text{ min}^{-1}$  a nebo v případě selhání APM. K dobíjení baterie letadla pak slouží další alternátor poháněný motorem. [21]

## Indikace výkonu

K zobrazení informací o motoru a jeho výkonu se jako u ostatních systémů používá MFD. Na rozdíl od ostatních systémů zde není výkon vyjádřen v procentuálních hodnotách, ale informaci o aktuálním výkonu dává MP a otáčky motoru jako v případě klasického motoru s vrtulí konstantních otáček. Procentuální hodnotu aktuálního výkonu lze pak určit z diagramů v příručce letadla. [21]

## 3.2 Porovnání systémů jednopákového ovládání

Z popisů výše uvedených systémů je vidět, jsou si v mnohém podobné, jejich základem je vždy ECU, nicméně vyskytují se zde rozdíly. Hlavním rozdílem mezi popsány systémy je, zda jsou součástí vznětových nebo zážehových motorů.

Systémy, které jsou součástí vznětových motorů, mají podobné senzory a aktuátory, které vycházejí z toho, jak vznětové motory fungují a jaké řídicí veličiny jsou pro ně důležité. Ale i zde se vyskytují určité variace v jednotlivých řešeních. Systémy od Austro Engines a Continental Motors, jsou si v mnohém podobné, to je dáno tím, že jejich motory vycházejí ze stejného vznětového automobilového motoru, který každá firma upravila pro použití v letectví. Z tohoto důvodu jsou si i řídicí systémy velice blízké.

Naproti tomu třetí uvedený systém vznětového motoru od společnosti SMA, je od těchto dvou odlišný. Jelikož byl tento motor vyvinut přímo pro použití v letadlech, není jeho součástí reduktor, jako v případě předchozích dvou systémů, což snižuje celkovou hmotnost i možnost poruchy motoru. Také namísto palivového systému common rail obsahuje řadové palivové čerpadlo, které je možné mechanicky ovládat. To umožňuje, aby řídicí systém obsahoval pouze jeden kanál s jednou ECU. Toto mechanické zálohování zajišťuje funkci motoru při totálním selhání elektrického systému. Jinak řečeno tento systém neobsahuje žádné záložní napájení, jako je třeba používat u motorů s FADECem a EECU. Nevýhodou tohoto palivového systému je horší kontrola vstřikování paliva do válce než u systému common rail.

Jednopákové řídicí systémy u zážehových motorů uvedených v předchozí podkapitole se od sebe liší v jedné podstatné věci. Motor od společnosti Lycoming má veškeré systémy sloužící k řízení pohonné jednotky již integrované v sobě. Naproti tomu je systém jednopákového ovládání od společností Rotax a Stock Flight systém složen ze dvou samostatných jednotek. Kde jedna, která je součástí motoru řídí chod motoru a druhá externí jednotka, která nastavuje regulátor vrtule konstantních otáček. Další rozdíl je, že motory Rotax jsou vybaveny reduktorem, jelikož pracují při vysokých otáčkách, kdežto motor od Lycomingu je přímo spojen s vrtulí.

Velkým rozdílem mezi systémy zážehových a vznětových motorů je také počet zdrojů napájení. Uvedené systémy u vznětových motorů obsahují pouze jeden alternátor a záložní baterii, jelikož k chodu motoru je třeba pouze napájet řídicí systém ovládající vstřikování paliva, samotný proces spalování není na elektrické energii závislý (s výjimkou startu). Kdežto z výše uvedených zážehových motorů je patrné, že jejich součástí je více zdrojů elektrické energie. Důvodem většího počtu alternátorů je ten, že vznětové motory potřebují k chodu elektrickou energii na zapálení palivové směsi a ne jen na chod řídicího systému. Proto jsou u motorů Rotax nainstalovány dva, případně tři alternátory. Motor od Lycomingu pak obsahuje alternátor buzený permanentním magnetem, který nepotřebuje napájet cívku rotoru externím zdrojem, což zvyšuje bezpečnost systému. Dále je zde další alternátor, který souží k napájení systémů letadla a je možné jej použít i k napájení motoru a jeho systémů.

Indikce výkonu u popsaných systémů je také podobná. Systémy od Continentalu, Austro Engines a SMA Engines, zobrazují aktuální výkon v procentech maximálního, případně jmenovitého výkonu. Vylepšený způsob zobrazování výkonu, je použit u motorů Rotax s EMU, kde PMI zobrazuje kromě aktuálního výkonu v procentech maximálního výkonu i maximální dostupný výkon za daných podmínek. Tento způsob se zdá vhodnější, protože informuje pilota i rezervě výkonu, která mu zbývá. Způsob zobrazení výkonu u Lycomingu, je pak z uvedených systémů nejméně přehledný.

## 4 Problémy při ovládání jednopákových systémů

Přestože jednopákové systémy za běžných podmínek ulehčují ovládání pohonné pístové jednotky, tak v určitých situacích může být tento způsob ovládání problémový. Problémy mohou nastat při mimořádných situacích, při kterých se nouzové postupy mohou lišit od postupů používaných u pohonných jednotek s klasickým ovládáním třemi pákami. Dále mohou být způsobeny samotnou stavbou řídicích systémů a jejich softwarem, případně z nepozornosti pilota, který se příliš spoléhá na automatický systém.

### 4.1 Nouzové postupy

Nouzové postupy při mimořádných situacích jsou vždy popsány v letových příručkách letadla. Tyto postupy jsou u každého systému uvedeného v předchozí kapitole odlišné, ale přesto mají některé společné prvky.

Pro případy nepravidelného chodu, vibrací, ztráty výkonu atd., bývá v příručce popsán přesný způsob postupu. U systémů, které obsahují více ECU, a je možné manuálně přepínat mezi kanály, bývá doporučeno přepnout manuálně na druhý kanál, pokud to systém neprovedl automaticky. U systémů s mechanickou zálohou, pak záleží na závažnosti situace a posouzení pilota, zda je nutné přepnout systém do nouzového módu manuálního ovládání.

Také je nutné sledovat indikátory řídicího systému, které informují o stavu jednotlivých kanálů a zobrazují jejich poruchy. Kontrolky jsou u systémů označeny různě a mají rozdílný význam, v příručce letadla je pak vždy uveden význam daného indikátoru a vliv na funkci pohonného systému.

### 4.2 Lidský faktor

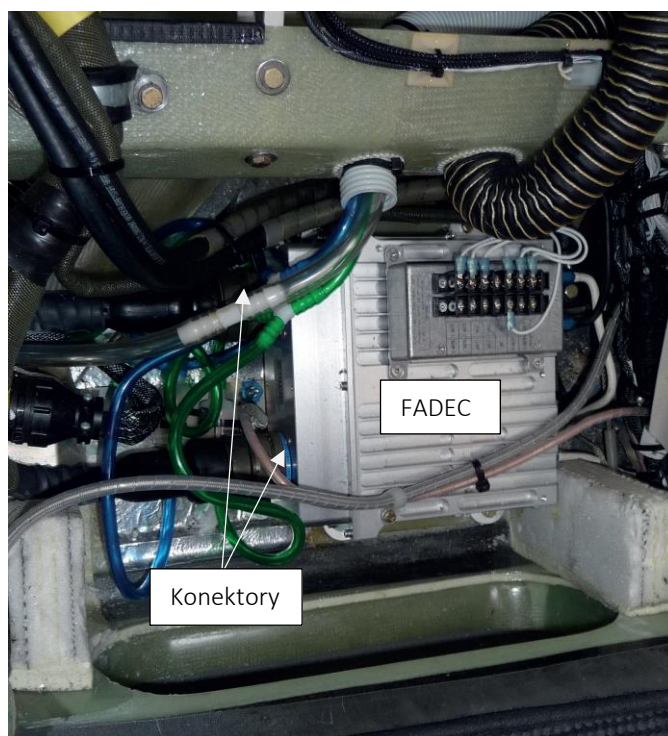
K zobrazení regulačních veličin jednopákových systémů, jak bylo uvedeno v předchozí kapitole, jsou často ve většině případů používány multifunkční displeje avioniky. Tento způsob zobrazení informací o stavu pohonné jednotky je pro pilota přehledný a umožňuje zobrazení procentuálního výkonu. Problémem je pokud dojde k selhání napájení MFD. Pilot pak nemá k dispozici údaje o motoru, a pokud není letadlo vybaveno záložnímu mechanickými indikátory (SMA Engines), tak aktuální výkon může pilot posuzovat pouze podle polohy páky ovládání výkonu.

Problémem, který může způsobit nehodu je nerespektování postupů uvedených v příručce letadla. Příkladem tohoto problému je nehoda letounu Diamond DA 42 Twin Star, jedná se o dvoumotorové letadlo vybavené motory CD – 135. Nehoda nastala při pokusu o start letounu. Pilot uvedl a záznam z řídicí jednotky potvrdil, že při opakovaných startech došlo k rozsvícení kontrolky oznamující selhání ECU A na levém motoru. Po několika spuštění testu systému a opakovaných startech motorů, přepnul pilot manuálně na ECU B. Nicméně indikátor selhání ECU A neustále svítil. Podle příručky letadla by měl pilot v takovém případě přerušit start. Pilot však ve staru dále pokračoval.

Zjištěnou příčinou havárie byla ve výsledku mokrá travnatá vzletová dráha, která nebyla dostatečně dlouhá pro úspěšný vzlet. I když příčinou nehody nebylo selhání motoru, je

zde problém, že pilot ignoroval správný postup, který měl provést při selhání kanálu FADECu. [22]

Jedním z dalších problémů, který se vyskytl a byl důvodem letecké nehody, bylo špatné propojení ECU s motorem. V tomto případě havaroval letoun Diamond DA-40 D s motorem CD – 135. U tohoto motoru byla měněna řídicí jednotka za novou, při instalaci mechanik prohodil zapojení konektorů pro ECU A a ECU B (obr. 4.1), které mají jiný počet pólů. Nicméně je mechanik připevnil pomocí nástroje, i když podle manuálu mají být připojeny ručně. Při měření se pak nová jednotka jevila jako nefunkční. Proto byla nainstalována nová jednotka, do které byly konektory připojeny již správně, ale po předchozí instalaci byly poškozeny. [23]



*Obr. 4.1 Umístění konektorů na skříni FADECu, upraveno dle [23]*

Toto poškození se projevilo až za letu, kdy vlivem vibrací došlo ke ztrátě spojení mezi řídicí jednotkou a motorem. To vedlo zpočátku k fluktuaci výkonu a následně jeho snížení na příliš nízkou hodnotu, která neumožňovala pokračovat v letu na letišti. [23]

Dalším možným problémem, který může nastat u systémů jednopákového ovládání, je nevěnování pozornosti údajům na indikátorech. Automatizace systému ovládání může vést k tomu, že pilot nevěnuje takovou pozornost informacím zobrazených na indikátorech. I přesto, že pohonnou jednotku a její regulační veličiny ovládá řídicí jednotka, musí pilot kontrolovat aktuální hodnoty zobrazených veličin. V případě, že určitá regulační veličina, dosáhne kritické hodnoty a řídicí systém neprovede korekci, může ve výsledku dojít k selhání pohonné jednotky.



## Závěr

V této práci byly probrány základní vlastnosti pístových motorů, jejich spojení se stavitelnou vrtulí a způsoby ovládání. Dále zde byly popsány některé jednopákové systémy ovládání těchto motorů a uveden jejich přehled. Systémy pak byly porovnány a byly uvedeny možné problémy, které mohou nastat při jejich ovládání.

Použitím vrtule konstantních otáček u pístové pohonné jednotky místo vrtule pevné, došlo ke zvýšení účinnosti celého systému, ale za cenu složitějšího ovládání pomocí tří pák. Tento způsob ovládání zůstal ve všeobecném letectví, i přes určité pokusy o změnu, dlouhou dobu stejný. S tím jak se vyvíjely automobilové motory, které k řízení práce motoru začali používat elektronické řídicí systémy, se objevily pokusy přenést tyto řídicí systémy do letadlových pístových motorů. Na počátku 21. století se pak objevily první certifikované pístové pohonné jednotky s jednopákovým systémem ovládání, které využívaly elektroniku k řízení motoru a vrtule konstantních otáček. Použití elektronických systémů a vylepšení jejich konstrukce, znamenalo, že se ve všeobecném letectví začaly objevovat vznětové motory. Ty také patřily mezi první certifikované motory se systémem jednopákového ovládání, konkrétně se jednalo o motory Centurion 1.7.

Následně bylo uvedeno na trh několik dalších motorů s tímto způsobem ovládání, využívající různé koncepce řídicího systému. Jednalo se o jak vznětové, tak zážehové motory. Elektronické řízení pomocí ECU, umožnilo zvýšení účinnosti těchto motorů oproti klasicky ovládaným zážehovým motorům. Avšak použití elektronického řízení nese i svou daň, systém musí být zálohovaný a stejně tak i jeho napájení. Nutnost těchto záloh i použití elektroniky, pak znamená vyšší cenu oproti obyčejným motorům.

V budoucnu se dá očekávat, že se pohonné jednotky se systémy jednopákového ovládání budou používat u letadel stále častěji. To z několika důvodů, usnadňují ovládání pohonné jednotky, reagují na změnu podmínek letu lépe než pilot, zvyšují komfort při pilotování, umožňují pilotovi více se věnovat ostatním činnostem, zvyšují životnost motoru a snižují jeho spotřebu paliva. Dalším důvodem je nedostupnost, případně vysoká cena AVGASu, v některých částech světa. V těchto oblastech je možné použít vznětové motory, případně zážehové, jelikož ty vybavené elektronickým řízením obsahují senzor detekce detonací a tedy teoreticky umožňují použití automobilového benzínu.



## Seznam použité literatury

- [1] ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory*. Vyd. 2. Praha: Corona, 2008, 175, vii s.: il. (některé barev.) + 1 příl. (volná). ISBN 978-80-86116-54-9.
- [2] HANUŠ, Daniel. *Pohon letadel*. Praha: ČVUT Praha, 1997, 201 s. ISBN 80-01-01647-1.
- [3] DEAKIN, John. Manifold Pressure Sucks! [online]. In: 21. 3. 1999 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.advancedpilot.com/downloads/prep.pdf>
- [4] BUSH, Mike. Understanding CHT and EGT [online]. In: 2009 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [http://www.jpitech.com/press\\_releases/Bush\\_Article.pdf](http://www.jpitech.com/press_releases/Bush_Article.pdf)
- [5] Pressure Instruments. In: Flight Mechanic [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.flight-mechanic.com/pressure-instruments-part-one/>
- [6] POPE, Stephen. Diesel Aircraft Engines Revolution. In: FLYING [online]. Orlando, c2019, 28. 10. 2013 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/aircraft/diesel-aircraft-engines-revolution>
- [7] NĚMEC, V. Palivové soustavy vznětového motoru [online]. In: 28. 1. 2014 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.spszengrova.cz/texty/texty/SIV/Motory%20-%20vst%C5%99ik.syst%C3%A9my%20vzn%C4%9Bt.motor%C5%AF-UT.pdf>
- [8] Airplane Flying Handbook. In: FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION [online]. Washington DC, 2016 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/airplane\\_handbook/media/airplane\\_flying\\_handbook.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/media/airplane_flying_handbook.pdf)
- [9] Lycoming Flyer: Key reprints [online]. In: 1996 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [http://www.alfako.be/SAFETY%20DOCS/lycoming---flyer\\_key\\_reprints.pdf](http://www.alfako.be/SAFETY%20DOCS/lycoming---flyer_key_reprints.pdf)
- [10] MUSGRAVE, Jeffrey L. Single-Lever Power Control. In: NASA [online]. 1996 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050177918.pdf>
- [11] Experimental Study of Full Authority Digital Engine Control (FADEC) System on Lycoming Engine. *International Journal of Modern Engineering Research* [online]. 2013, (Vol. 3, Issue. 6,) [cit. 2019-05-21]. ISSN 2249-6645. Dostupné z: [http://www.ijmer.com/papers/Vol3\\_Issue6/BQ3635913603.pdf](http://www.ijmer.com/papers/Vol3_Issue6/BQ3635913603.pdf)

- [12] TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: TAE 125 series engines. In: EASA [online]. 18. 11. 2017 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS\\_TAE125\\_issue\\_11\\_181017.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_TAE125_issue_11_181017.pdf)
- [13] TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: Austro Engine E4 series engines. In: EASA [online]. 23. 1. 2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20TCDS%20E200%20issue%2011.pdf>
- [14] TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: SR305 Series. In: EASA [online]. 15. 2. 2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/E.076%20TCDS%20Issue%208.pdf>
- [15] TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: Lycoming TEO-540 series engines. In: EASA [online]. 12. 12. 2018 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS%20IM.E.119%20Lycoming%20TEO\\_540\\_Initial%20Issue\\_20181212.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS%20IM.E.119%20Lycoming%20TEO_540_Initial%20Issue_20181212.pdf)
- [16] Operation manual E4. In: Austro Engine [online]. 15. 11. 2016 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://austroengine.at/uploads/pdf/OME40101r20.pdf>
- [17] Compression Ignition Engine in the J182T Aircraft. In: SlidePlayer [online]. 2015 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://slideplayer.com/slide/3386967/>
- [18] TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: Rotax 912 series. In: EASA [online]. 4. 1. 2018 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS\\_E%20121\\_Issue10\\_20180104\\_1.0.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_E%20121_Issue10_20180104_1.0.pdf)
- [19] NÁVOD K OBSLUZE: PRO MOTORY ROTAX ŘADY 912i. In: TEVESO s.r.o [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [https://teveso.cz/content/m\\_dokumentace/Navod\\_912iS\\_v1rev.3.pdf](https://teveso.cz/content/m_dokumentace/Navod_912iS_v1rev.3.pdf)
- [20] Rotax® 912 iS Single Lever Propeller Governor System. In: Stock Flight Systems [online]. 2013 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: [https://www.stockflightsystems.com/tl\\_files/downloads/emu912is/SFS\\_MT\\_Presentation.pdf](https://www.stockflightsystems.com/tl_files/downloads/emu912is/SFS_MT_Presentation.pdf)
- [21] Engine Installation and Operation Manual: TEO-540-A1A Engine. In: Lycoming [online]. 2018 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/IOM-TEO-540-A1A.pdf>

- [22] ACCIDENT: DA 42 Twin Star, G-SUEA. In: Aviation Safety Network [online]. 1. 6. 2009 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z:  
[https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422f2b4e5274a1317000433/DA\\_42\\_Twin\\_Star\\_\\_G-SUEA\\_06-09.pdf](https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422f2b4e5274a1317000433/DA_42_Twin_Star__G-SUEA_06-09.pdf)
- [23] Emergency landing after partial loss of engine power. In: Aviation Safety Network [online]. 2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z:  
[https://www.onderzoeksraad.nl/nl/media/inline/2019/1/9/emergency\\_landing\\_after\\_partial\\_loss\\_engine\\_power.pdf](https://www.onderzoeksraad.nl/nl/media/inline/2019/1/9/emergency_landing_after_partial_loss_engine_power.pdf)
- [24] SVÍDA, David. Zkoušení pístových spalovacích motorů: Motory a pohony. In: SlidePlayer [online]. 2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z:  
<https://slideplayer.cz/slide/2872761/>
- [25] Engine Management: Cirrus Aircraft [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z:  
<http://takeflightsandiego.com/assets/documents/SR22T%20Engine%20Management.pdf>
- [26] Piston engine controls [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z:  
<https://www.quora.com/How-are-the-RPMs-of-jet-engine-controlled-Is-it-just-by-injecting-more-fuel-or-is-there-some-equivalent-of-throttle-in-piston-engines>
- [27] DA40 ADVANCED TRAINING DEVICE. In: DIAMOND FLIGHT CENTRE LONDON INC [online]. [cit. 2019-05-21]. Dostupné z:  
<https://www.dfclondon.com/kap140atd>



## Seznam zkratek

Zkratka	Význam
APM	alternátor s buzením permanentními magnety
$C_e$	efektivní měrná spotřeba paliva
EASA	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
ECU	řídící jednotka motoru
EECS	elektronický řídící systém motoru
EECU	elektronická jednotka řízení motoru
EGT	teplota výstupních plynů
EMS	ovládací systém motoru
EMU	ovládací jednotka motoru
FADEC	digitální řídící jednotka motoru s plnou autoritou
CHT	teplota hlavy válce
$\lambda$	součinitel přebytku vzduchu
MFD	multifunkční letový displej
$M_k$	krouticí moment
MP	plnicí tlak
$m_v$	přivedená hmotnost vzduchu
$m_{vstech}$	teoretická stechiometrická hmotnost přivedeného vzduchu
$P_e$	efektivní výkon motoru
PMI	indikátor nastaveného výkonu
RPM	otáčky za minutu
SLPC	jednopákový systém ovládání pohonné jednotky